

Treball de Fi de Grau

Grau en Enginyeria en Tecnologies Industrials

Estudi de la influència d'un perfil deflector d'un avió

MEMÒRIA

Autor: Arús García, Sergi

Director: Trillas Gay, Enric

Convocatòria: Gener 2018



**Escola Tècnica Superior
d'Enginyeria Industrial de Barcelona**



Resum

Aquest treball té com a finalitat la realització de l'estudi d'un perfil que redueix la sustentació anomenat spoiler, que actua quan l'avió està en aterratge. S'estudiaran els fonaments bàsics d'aerodinàmica i de mecànica de fluids.

L'estudi pretén realitzar com a part experimental, una simulació en CFD (Computational fluids Dynamics) i veure quina és la influència que té el spoiler dins un perfil alar, diferenciant quan el dispositiu està desactivat i activat. Serà realitzant aquesta comparació, que es podrà veure la influència que té en el sector aeronàutic.

Aquesta realització experimental es realitzarà mitjançant els programes CAD-SolidWorks i Ansys CFX. El CAD-SolidWorks ens servirà per la creació i visualització del perfil alar, a la vegada que s'activa el dispositiu en el mateix perfil, ja que voldrem estudiar-lo també quan aquest tingui influència en la simulació. Més endavant es farà servir el Ansys CFX per realitzar una simulació i veure quins són els aspectes que han canviat i que fan que aquest dispositiu sigui tan utilitzat en un sector tan complex com el aeronàutic.

Sumari

RESUM	1
SUMARI	2
1. PREFACI	5
2. INTRODUCCIÓ	6
2.1. Objectius del projecte	6
2.2. Abast del projecte	6
3. FONAMENTS AERODINÀMICS	9
3.1. Introducció a l'aerodinàmica	9
3.2. Principis de l'aerodinàmica	9
3.2.1. Paràmetres	10
3.2.2. Línies de corrent	11
3.2.3. Equació de la continuïtat	12
3.2.4. Teorema de Bernoulli	13
3.2.5. La capa límit	14
3.2.5.1. El gruix	16
3.2.6. Nombres adimensionals	17
4. CONCEPTES DE L'AVIÓ	20
4.1. El perfil alar	20
4.2. Força de sustentació (<i>Lift</i>)	22
4.2.1. Generació de força de sustentació	24
4.3. Força de resistència al avanç	28
4.4. Eficiència	29
5. DISPOSITIUS SUSTENTADORS	30
5.1. Generalitzacions	30
5.2. Flaps	31
5.3. Slats	33
5.4. Els alerons	34
5.5. Els spoilers	35
6. SIMULACIÓ D'UN PERFIL ALAR	38
6.1. Creació del perfil	38
6.1.1. Perfil NACA	38
6.1.2. Perfil SolidWorks	39

6.2.	Creació del domini del perfil	42
6.3.	Realització del mallat.....	42
6.4.	Set up	46
6.5.	Anàlisi de Resultats	48
6.5.1.	Ala sense spoiler amb angle 0°	48
6.5.2.	Ala sense spoiler amb angle 5°	51
6.5.3.	Ala amb spoiler amb angle 0°	54
6.5.4.	Ala amb spoiler amb angle 5°	58
6.6.	Resultats amb el domini complet	61
7.	COST ECONÒMIC	65
8.	IMPACTE MEDIAMBIENTAL	68
	CONCLUSIONS	69
	BIBLIOGRAFIA	70
	Bibliografia complementària.....	70

1. Prefaci

Aquest treball té com a origen la meva motivació per aprendre sobre el sector aeronàutic i els diferents aspectes que afecten a que sigui un dels sectors més importants i tecnològics en el món actual.

Aquesta motivació ve donada per la voluntat d'adquirir coneixements sobre quins aspectes tenen influència en la posada en marxa d'un avió i que fa que pugui assolir el seu objectiu de volar amb seguretat.

Al llarg dels anys s'ha vist com els principals fabricants han anat millorant els seus productes, entenent els aspectes d'enginyeria que comporten aquestes millores, a la vegada que s'estudiaven amb més profunditat els detalls del vol de l'avió i que permetien concloure quins eren els aspectes a millorar.

La realització d'aquest treball permetrà assolir certs conceptes claus per entendre com funciona un avió i com aquest sector segueix avançant en el seu desenvolupament per millorar les seves prestacions i conceptes de seguretat, encara que en aquest treball no s'entrarà en detall en aquests aspectes, ja que l'objectiu és l'estudi d'un perfil alar quan interacciona amb una corrent de fluid, al qual s'activa un dispositiu deflector.

2. Introducció

2.1. Objectius del projecte

L'objectiu del projecte és assolir els conceptes per entendre el funcionament d'un avió, amb les seves respectives parts teòriques i experimentals.

L'objectiu principal és entendre els conceptes de l'aerodinàmica que intervindran en la part teòrica i consegüentment l'aplicació d'aquests conceptes. Més en detall s'estudiarà el perfil d'un spoiler i com actua en un avió, mitjançant una simulació que ens permetrà treure unes conclusions sobre el perquè de certs fenòmens que fins ara no sabíem explicar sobre el funcionament d'un avió.

Un altre objectiu és aprendre a realitzar simulacions més complexes de les que s'han après fins al moment, i que ens permetran incorporar un nivell de precisió molt més alt en el treball. Aquest nivell de precisió voldrem que sigui el més proper a la realitat per tal de poder veure quins són els aspectes que intervenen i quins s'han d'incorporar més tard per a la millora i desenvolupament. Un d'ells serà el dispositiu esmentat que es desitja estudiar.

En aquest treball es vol fer referència a l'estudi dels spoilers d'un avió que s'utilitzen tant en avions d'ús comercial com militar. S'analitzaran quines són les característiques que tindrà aquest dispositiu, destacant les que ajuden a que el avió pugui portar a terme una funció concreta o principalment, l'acció de volar.

2.2. Abast del projecte

Aquest treball tindrà com a finalitat l'estudi d'un deflector de tipus no sustentador, analitzant el seu disseny i les funcions que haurà de complir. Això es farà amb l'estudi del perfil alar amb la incorporació del perfil, analitzant la seva geometria i com aquesta intervindrà en la generació de sustentació que es comentarà més endavant.

Posteriorment s'aplicaran els conceptes aerodinàmics comentats en la realització del estudi experimental. Aquests tindran molta importància ja que seran essencials pels càlculs que determinaran si el dispositiu funciona correctament o inclús si és estrictament necessària la seva inclusió en una ala d'avió.

Aquest estudi on s'aplicaran els conceptes, es realitzarà tenint en compte les diferents

propietats del fluid, que en el nostre cas serà l'aire. Aquest fluid tindrà diverses propietats en funció de certes variables com poden ser l'altura o la temperatura.

La simulació es realitzarà en 3D ja que és més representativa de la realitat i així les conclusions que s'extrauran seran més precises, a la vegada que es pot observar més fàcilment la interacció fluid-ala.

3. Fonaments aerodinàmics

3.1. Introducció a l'aerodinàmica

L'aerodinàmica és la branca de la mecànica de fluids que estudia les accions que apareixen en un cos sòlid a causa d'un moviment relatiu entre aquest i un fluid que l'envolta. Destacar que l'aerodinàmica només estudia els casos en què el fluid és un gas i no un líquid, ja que sinó es tractaria sobre una altra branca, anomenada hidrodinàmica.

El que pretén l'aerodinàmica és explicar per mitjà de diversos models, el moviment d'un fluid i com afecta aquest moviment en la seva interacció amb el sòlid. S'estudien les forces que el fluid fa en el cos d'estudi de la manera més precisa possible, i permet explicar i donar respostes a fenòmens que es produeixen a la realitat i que no tenien explicació.

Aquests estudis es poden realitzar de diverses maneres, essent cada una d'elles més o menys propera a la realitat. Una d'elles és mitjançant programes de simulació com el Fluent Ansys, que consisteix en simular un fluid amb un sòlid i veure, sota certs models matemàtics, quins efectes té aquesta interacció. L'altre és mitjançant un túnel de vent, que consisteix en realitzar un experiment real amb un sòlid en repòs al que se li aplica una corrent d'aire o de gas concret. Aquest experiment és bastant comú que estigui a escala, baixant així els costos que poden provocar realitzar la simulació. Entre les dues maneres de simular una corrent de fluid, la aplicació d'un túnel de vent és més precisa.

3.2. Principis de l'aerodinàmica

En aquest apartat s'han estudiat els diferents fenòmens i variables que intervenen en l'aerodinàmica.

Per començar, un fluid es defineix com la matèria que té capacitat de fluir, i per tant que es pugui trobar en estat líquid o gasós. En casos en què el fluid és líquid, aquest assolirà el seu propi volum, mentre que si es troba en estat gasós assolirà el volum del recinte que l'ocupa. Els paràmetres que defineixen l'estat d'un fluid són la densitat, la pressió, la temperatura, i dins d'un estudi més en detall també intervé la viscositat.

3.2.1. Paràmetres

Densitat

Un fluid pot presentar diverses densitats segons el punt i el moment d'estudi, i anomenem els fluids que no pateixen aquesta diferenciació com fluids incompressibles. En el aquest estudi del fluid aire, estem estudiant un fluid que és molt compressible, però que aquesta compressibilitat la podrem estudiar amb el nombre de Mach, que veurem més endavant, i que ens permetrà realitzar estudis en què es considera l'aire com un fluid incompressible.

Temperatura

La temperatura és com es manifesta l'energia interna de les molècules produïda pel moviment continu d'aquestes entre elles, que depèn de la pressió a la que està sotmesa el fluid.

En la realitat del nostre treball, la temperatura té molta importància degut a que a cada altura dins l'atmosfera, li correspon una temperatura concreta. Els avions volen a altures molt elevades, i consegüentment ho fan a temperatures molt baixes.

Pressió

La pressió d'un cos submergit en un gas serà la força que faran les molècules en la superfície del cos definida com:

$$P = \frac{F}{S}$$

P = pressió del fluid sobre el cos

F = força que provoca el fluid en la superfície del cos

S = superfície del cos

Viscositat:

La viscositat mesura la resistència del fluid a les deformacions que es poden produir a causa de diferents esforços que actuen sobre el fluid. Aquesta és la viscositat dinàmica o absoluta, però també parlarem de viscositat cinemàtica.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

$$\nu = \text{viscositat cinemàtica} \left[\frac{\text{m}^2}{\text{s}} \right]$$

$$\mu = \text{viscositat dinàmica} [\text{Pa} \cdot \text{s}]$$

$$\rho = \text{densitat del fluid} \left[\frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$$

3.2.2. Línies de corrent

Les línies de corrent són línies imaginàries que tenen el vector velocitat del fluid tangent a aquesta. No s'ha de confondre amb la trajectòria del fluid ja que aquesta és el camí recorregut pel fluid, concretament la petjada que deixa.

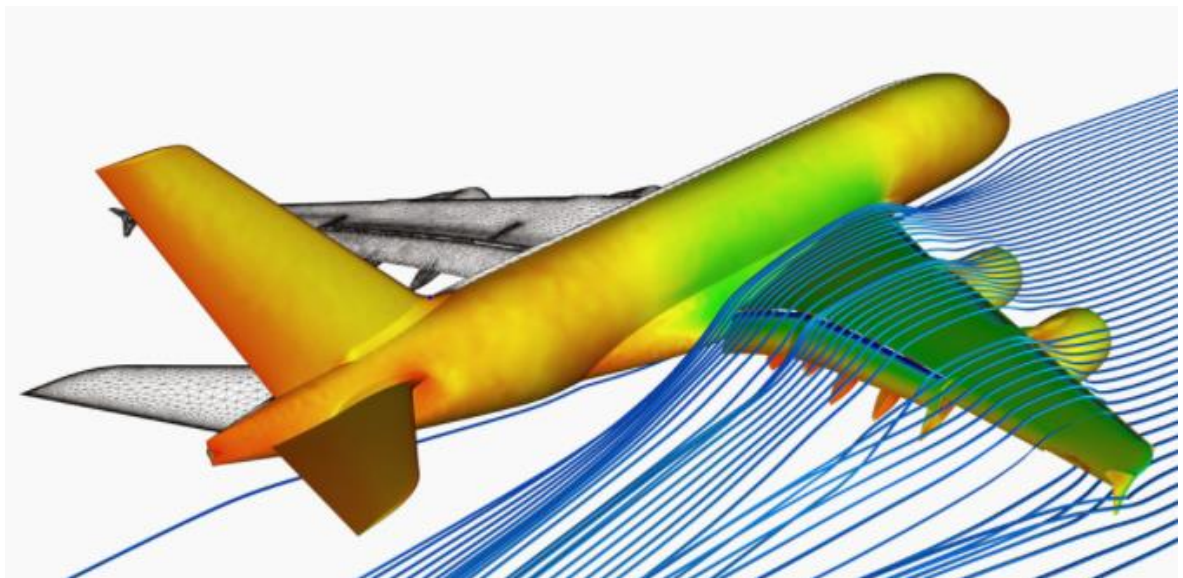


Figura 3.1: Línies de corrent en el perfil d'ala d'un avió

A la realitat, el fluid es manté en repòs i és l'avió el que actua sobre el fluid amb una velocitat concreta. Això pot ser més o menys cert, ja que a certes altures existeixen corrents d'aire que sí que tenen velocitat, però el que es vol explicar és que es treballa amb velocitats relatives. Es considera que és l'avió el que es manté en repòs i és l'aire el que es mou pertorbat pel moviment de l'avió que passa a través seu, per tant la referència és l'avió. Aquest canvi tindrà molta incidència en com s'estudiaran els efectes del vol, ja que no estudiarem l'avió sinó el fluid aire que passa al seu voltant i fa possible que l'avió pugui enlairar-se.

Dins aquesta teoria de referència distingirem dos casos: quan el fluid és estacionari o transitori. Tenint en compte que en dos punts diferents les propietats mai podran tenir els mateixos valors, es farà la distinció de que no varien en el temps i per tant parlarem d'un estat estacionari. En aquest estat estacionari sí que es podrà dir que les línies de corrent i la trajectòria del fluid són iguals.

Les línies de corrent no poden creuar-se, i per tant es considera que per un punt de fluid només hi passa una línia de corrent. Aquestes línies es consideren en un espai bidimensional i per tant parlarem d'un fluid bidimensional, ja que la direcció longitudinal a l'ala de l'avió es negligirà. Els efectes que pot tenir el fluid en aquesta direcció es negligeixen ja que el domini d'estudi de l'ala es considera de longitud infinita, i per tant el fluid no afectarà en els extrems de l'ala. Més endavant veurem quins efectes a la realitat han de posar els fabricants per evitar la importància d'aquesta direcció de corrent.

3.2.3. Equació de la continuïtat

L'equació de la continuïtat permet estudiar a través d'equacions derivades d'aquesta, el moviment i efectes que té o ha de tenir el fluid en l'avió.

Si agafem dues seccions d'un tub de corrent (delimitat per les línies de corrent) veiem que els valors dels paràmetres de pressió, temperatura i densitat seran diferents, però la massa que passa per segon a través de la primera superfície haurà de ser la mateixa que a la segona.

Aquesta s'expressa com:

$$m_1 = \rho_1 \cdot S_1 \cdot \frac{\Delta l}{\Delta t}$$

Tenint en compte que $m_1 = m_2$:

$$\rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2$$

$$\rho \cdot S \cdot V = cte$$

S'observa que existeixen dues densitats diferents que representen a dos punts diferents de la línia de corrent (dues seccions diferents) en les que es té en compte el factor de compressibilitat del fluid aire.

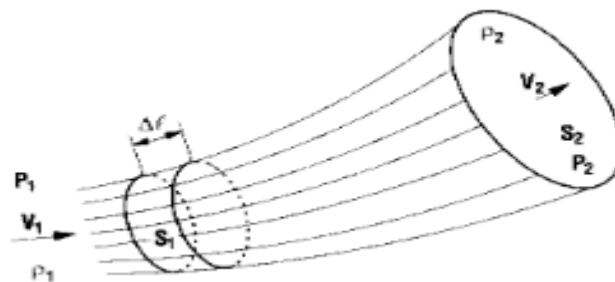


Figura 3.2: Dues superfícies per l'equació de la continuïtat

Com s'ha explicat anteriorment, amb el nombre de Mach petit podrem negligir aquest efecte i per tant la equació de continuïtat que tindrem per a un fluid aire incompressible serà:

$$S \cdot V = cte$$

Aquesta equació queda delimitada a nombres de Mach de l'ordre de 0,5 o 0,6. Aquests valors són els que determinen que es pot considerar l'aire com un fluid incompressible.

3.2.4. Teorema de Bernoulli

Per a dos seccions d'un tub de corrent s'estableix que aquestes dues seccions seran iguals si es considera com a volum entre les dues seccions un volum de prisma. I per tant de la equació fonamental de la dinàmica de Newton es té:

$$F = m \cdot a$$

$$-dP \cdot S = \rho \cdot S \cdot dl \cdot \frac{dV}{dt}$$

On F és la resultant de forces de pressió en aquest volum de prisma que hem ideat, essent aquesta pressió la causada pel fluid que queda a esquerra i dreta del prisma.

Si arreglem l'equació tenint en compte el concepte de velocitat tenim:

$$-dP = \rho \cdot V \cdot dV$$

$$dP + \rho \cdot V \cdot dV = 0$$

Aquesta és l'equació de Bernoulli de continuïtat de l'energia, per a un fluid tant compressible com incompressible. Però si en el fluid intervé algun efecte més que pot alterar el nivell d'energia, com per exemple la viscositat, no es podrà fer servir.

L'equació de Bernoulli general queda de la següent manera:

$$P + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 = cte$$

3.2.5. La capa límit

Ara s'analitzaran les partícules d'aire que estan molt properes al perfil alar de l'avió. Aquelles partícules que estan en contacte amb la superfície es mantenen intactes, però les capes de partícules que hi ha a sobre pateixen un petit lliscament entre elles, ja que cadascuna d'elles té una velocitat diferent. A mesura que aquestes capes estan a més distància de la superfície alar, tindran una velocitat major fins arribar a la capa més externa que ja tindrà la velocitat normal de la línia de corrent i no es veurà alterada per la superfície. Aquesta zona de fluid que comprèn des dels punts amb velocitat nul·la (contacte amb la superfície) fins al punt on la velocitat és la de corrent lliure, s'anomena capa límit.

Es diferencien dos casos dins d'aquesta zona de capa límit, que fan referència al règim del fluid:

- **Capa límit laminar**: el fluid passa en forma de petites capes paral·leles entre elles amb el lliscament comentat, ja que segueixen tenint velocitats diferents.
- **Capa límit turbulenta**: el fluid es mou lliurement sense mantenir una uniformitat i apareix quan en un estat concret existeixen pertorbacions. En aquest estat hi ha una continua comunicació d'energia que prové de les partícules d'aire més allunyades de la paret.

Per tant les partícules properes a la paret tenen una velocitat major en una capa límit turbulenta que en una capa límit laminar, ja que tenen més energia.

La velocitat en els dos casos s'expressa en la següent figura 3.3, en què s'observa com augmenta a mesura que ho fa també la distància a la superfície. De fet, és la representació de com augmenta la velocitat en referència a la derivada de la posició, de tal manera que:

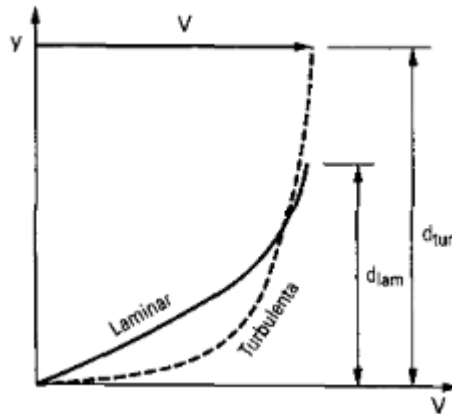


Figura 3.3: Variació de la velocitat en funció de la alçada

$$\frac{dV}{dy}_{lam} < \frac{dV}{dy}_{turb}$$

I aplicant que $F = \mu \cdot S \cdot \frac{dV}{dy}$

$$F_{lam} < F_{turb}$$

La capa límit que pot ser laminar o turbulenta, pot canviar. Aquest canvi depèn de diversos factors, i el punt en què es produeix el canvi s'anomena punt de transició. En aquest punt es produeix un canvi en la forma de les partícules i de les capes, i passa a ser una capa límit turbulenta, ja que al costat del caire d'atac tindrem sempre una capa límit laminar.

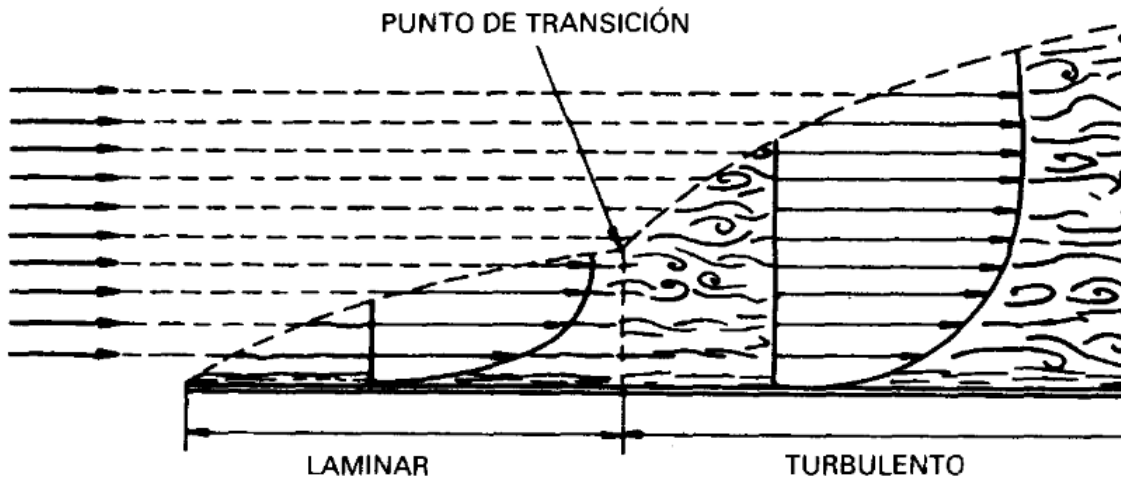


Figura 3.4: Regió de transició entre capa límit laminar i turbulenta

Aquesta transició es pot produir a causa de la rugositat, la turbulència que té la corrent d'aire, etc.

És important destacar que dins la capa límit, tant laminar com turbulenta, no es pot aplicar el teorema de Bernoulli ja que intervé la viscositat i allibera energia, cosa que fa que l'equació anteriorment esmentada de Bernoulli ja no es compleixi. Aquesta viscositat no es té en compte fora de la capa límit i per tant es considera que el aire és un fluid perfecte, cosa que simplifica molt els càlculs.

3.2.5.1. El gruix

El gruix de la capa límit determina la distància mínima que hi ha des de la superfície fins al punt que té una velocitat igual a la de corrent de fluid. Aquest gruix depèn del tipus de capa límit.

Quan s'està en una capa límit laminar, el gruix s'expressa de la forma següent:

$$\delta_{lam} = \frac{5,0 \cdot x}{Re^{1/2}}$$

x = distància del punt d'anàlisi al caire d'atac.

Re = nombre de Reynolds

Quan s'està en una capa límit turbulenta, el gruix s'expressa de la forma següent:

$$\delta_{turbulent} = \frac{0,16 \cdot x}{Re^{1/7}}$$

D'aquesta manera es podrà saber quin és el gruix de la capa límit, que al mateix temps és la distància d'estudi ja que no interessa estudiar la zona de corrent d'aire que no està pertorbada pel perfil alar. Serà de gran importància tenir en compte aquest gruix a la hora de realitzar la simulació.

3.2.6. Nombres adimensionals

Nombre de Mach

Quan els avions volen a grans velocitats, els fenòmens de compressibilitat de l'aire poden arribar a tenir molta influència en el comportament de l'avió. El nombre de Mach permet analitzar si aquests efectes de compressibilitat de l'aire, que hem dit que són molt alts, es poden arribar a menysprear.

Per nombres de Mach inferiors a 0.5/0.6 es considera que l'aire és incompressible i per tant els efectes de densitat i compressibilitat poden ser menyspreables.

El nombre de Mach s'expressa com:

$$M = \frac{V}{C}$$

M = nombre de Mach

V = velocitat del fluid

C = velocitat del so a una temperatura específica

La velocitat del so disminueix a mesura que ho fa també la temperatura, i per tant correspon més d'un nombre de Mach per velocitats iguals del avió. Això és degut a que la velocitat del so és:

$$C = C_0 \cdot \sqrt{\theta} \qquad \theta = \frac{T}{T_0}$$

C_0 = velocitat del so al nivell del mar i atmosfera

T_0 = temperatura al nivell del mar i atmosfera

A mesura que s'augmenta la altura, la temperatura va disminuint i per tant la velocitat del so disminueix. Concretament la temperatura disminueix a raó de 1°C per cada 154m d'altura, que equival a 6,5° per cada quilòmetre.

Com s'està realitzant l'estudi en el sector aeronàutic, és molt important tenir en compte la altura a la qual esta volant l'avió ja que a més altura correspondrà un nombre de Mach més elevat per la mateixa velocitat de l'avió. I com per a un mateix nombre de Mach, les propietats del fluid no varien, si aquest augmenta l'avió es trobarà en unes condicions de fluid diferents de les esperades. Un d'aquests efectes és el fenomen ja comentat de la compressibilitat, i per tant s'haurà de tenir en compte un possible canvi de densitat.

Nombre de Reynolds

El punt de transició que s'ha comentat depèn de la viscositat i la velocitat. Amb el nombre de Reynolds es pot estudiar l'estat de la capa límit sota unes condicions concretes de velocitat d'aire i viscositat, i saber si la capa límit és laminar o turbulenta.

El nombre de Reynolds tindrà molta importància per valors de velocitats baixos, i per altra banda el Mach ho serà per les de valors alts.

El nombre de Reynolds és un nombre adimensional que s'expressa com:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} = \frac{V \cdot l}{\nu}$$

V = velocitat del aire

l = distància al punt d'atac (coordenada $x=0$)

ν = coeficient cinemàtic de la viscositat

μ = coeficient dinàmic de la viscositat

Quan s'ha de calcular el Nombre de Reynolds d'un fluid en una superfície qualsevol, normalment es tracta d'un Reynolds local, ja que depèn de la distància a la qual està el punt d'estudi. Però en aquest cas es tracta d'una ala d'avió, i per tant s'analitza l'estat de tota la superfície que correspon a la longitud de la corda de l'ala com a longitud d'estudi.

Per a nombres de Reynolds relativament petits existiran capes límits laminars, i per Reynolds relativament alts capes turbulentes.

Per a valors de distància d'atac petits, la capa és laminar perquè encara està molt propera i en contacte amb la superfície. En aquesta zona predominen les forces viscoses a les forces d'inèrcia.

En canvi per a distàncies d'atac més elevades, la capa és turbulenta, estat en el qual les capes pateixen molt lliscament i ja no es comporten com capes paral·leles. S'ha passat pel punt de transició ja que ara predominen les forces d'inèrcia sobre les forces viscoses.

4. Conceptes de l'avió

En aquest apartat es procedirà a explicar els diferents factors que afecten a que un avió aconsegueixi volar, ja siguin aspectes de l'ala o dispositius que s'inclouen pel bon funcionament de l'avió.

4.1. El perfil alar

En un perfil alar el més important és garantir la posició d'aquest perfil i que el corrent d'aire no canviï aquesta posició, ja que la inclinació que tingui serà molt important per la realització del vol.

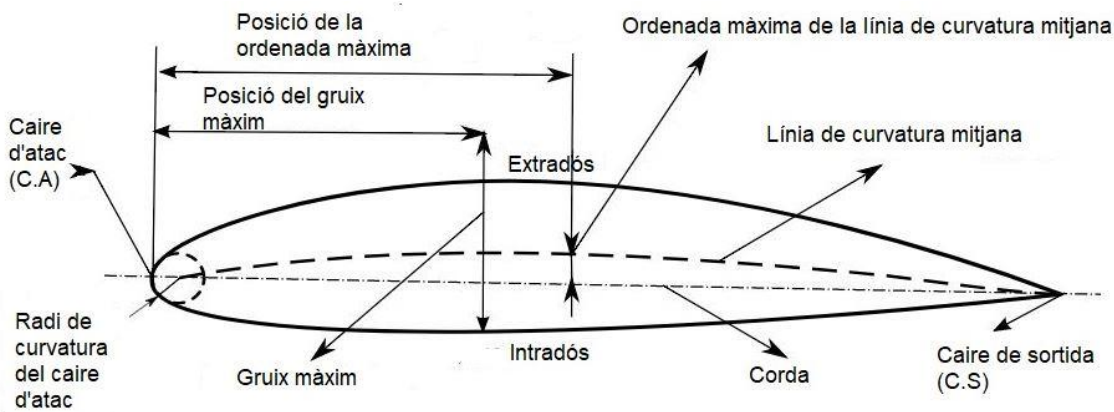


Figura 4.1: Perfil alar amb les seves característiques

- **Extradós**: és la part superior de l'ala. Generalment és la part de l'ala més corbada i que té més importància en el vol.
- **Intradós**: és la part inferior de l'ala, i té menys curvatura que l'extradós en la majoria de perfils que tenen com a objectiu guanyar sustentació.
- **Caire d'atac**: és la part davantera de l'ala, que resulta ser la zona on impacten primer les partícules de la corrent de fluid i on es separen cap a l'extradós o intradós.
- **Caire de sortida**: és la part final de l'ala. És la zona on es torna a unir el fluid després d'haver-se separat en el caire d'atac.

- **Corda**: és la línia recta imaginària que té com a origen el punt de caire d'atac i que acaba en el caire de sortida. És una dimensió que fa referència al perfil alar, és a dir per a cada tipus de perfil d'ala tindrem valors de corda diferents.
- **Línia de curvatura mitjana**: és la línia imaginària equidistant entre les curvatures del extradós i intradós. Al tenir l'extradós i l'intradós geometries diferents, aquesta línia també serà corbada.
- **Ordenada màxima de la línia de curvatura mitjana**: és la màxima distància que hi ha entre la línia de curvatura mitjana i la corda. Aquest valor ajuda a definir la forma de la línia de curvatura mitjana.
- **Gruix**: és la distància entre el valor màxim de l'extradós i el valor màxim de l'intradós. Es mesura en percentatge respecte la corda, considerant la posició en què es troba aquest gruix màxim respecte el punt d'atac.
- **Radi de curvatura del punt d'atac**: aquest radi fa referència al cercle que hi ha tangent a l'extradós i a l'intradós. Per a valors de radi petits, fa que la curvatura de l'extradós i l'intradós sigui molt aguda, i causarà una entrada en pèrdua abans del esperat.
- **Angle d'atac**: És l'angle que hi ha entre la corda i la direcció de la corrent d'aire. Aquesta inclinació és la que permetrà que l'avió pugui aconseguir volar més senzillament.

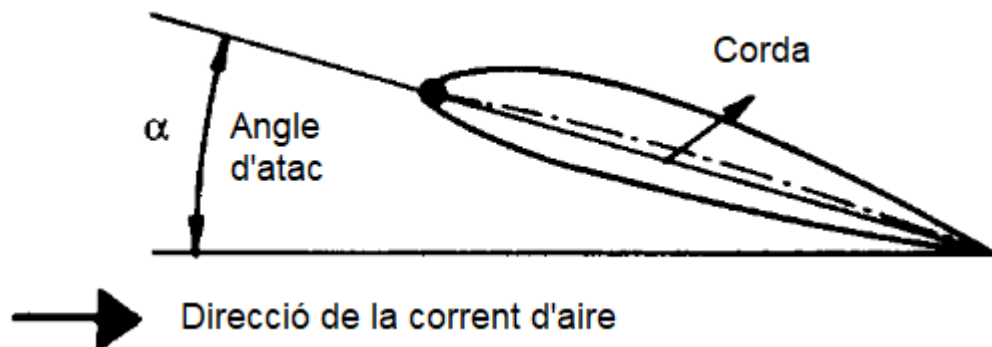


Figura 4.2: Representació de l'angle d'atac

4.2. Força de sustentació (*Lift*)

Ens podem preguntar quin és el motiu pel qual un aparell d'aquestes dimensions pot arribar a enlairar-se i al ser un aparell molt més dens que l'aire encara preocupa més. Doncs aquí s'introdueix el concepte de la força de sustentació, que és la base d'aquesta teoria.

La sustentació és la força generada sobre un cos que es desplaça a través d'un fluid, tenint una direcció perpendicular a la de la velocitat del fluid, que no ha de coincidir amb l'eix horitzontal de l'avió. Aquesta s'expressa amb la lletra L , provinent de l'anglès *lift*.

Un dels seus casos de màxima aplicació és en l'estudi aerodinàmic de les ales dels avions, que és el cas que s'estudia en aquest cas. Però també es fa servir per exemple en automoció de competició, encara que l'objectiu és exactament el contrari i es voldrà aconseguir una força negativa.

Aquesta força de sustentació té la finalitat de que l'avió s'enlairi, i per aconseguir-ho ha de ser una força suficientment gran com per compensar la força del pes de l'avió. Aquestes dues seran les forces verticals que es tindran en compte. Recalcar que quan s'anomena força vertical, ho serà sempre respecte la referència fluid.

La força de sustentació s'expressa com:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A_L \cdot C_L$$

ρ = densitat del fluid

A_L = àrea projectada a la planta

V = velocitat del fluid

C_L = coeficient de sustentació

Aquesta depèn de l'àrea de l'ala, de la velocitat del fluid i la densitat del fluid. També dependrà del coeficient de sustentació C_L , que interessarà que sigui el més gran possible per garantir sempre una sustentació mínima. Això és perquè si a velocitats d'avió baixes no es garanteix una sustentació mínima, la força pes serà més gran i l'avió caurà.

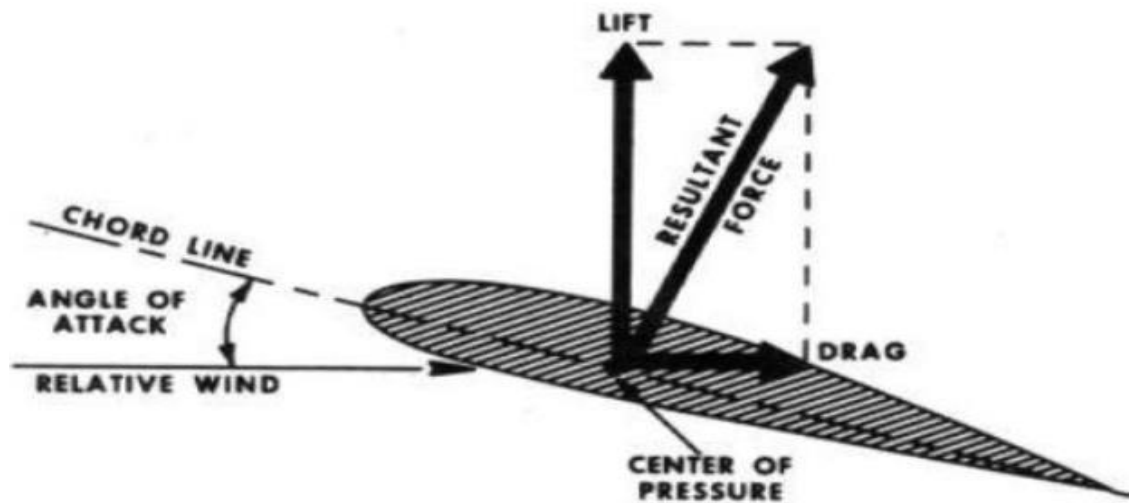


Figura 4.3: Representació de la força i les seves components

La sustentació dependrà també de l'angle d'atac i de la geometria, factors dels quals depèn el coeficient de sustentació. Com més gran sigui l'angle d'atac, més sustentació es generarà en la interacció amb el fluid. Però hi haurà un angle màxim, que si es supera hi ha risc de que l'avió entri en pèrdua, és a dir que es trenqui la capa límit i el fluid es separi totalment de la superfície alar.

Per tant l'angle d'atac tindrà molta importància en la generació de sustentació, però s'haurà de trobar l'angle òptim en el qual es tingui suficient sustentació però sense perill d'entrada en pèrdua.

Per poder augmentar la sustentació quan l'avió està enlairat, s'utilitzen un conjunt de dispositius hipersustentadors que permeten controlar la sustentació. També es pot controlar l'angle d'atac i per tant canvien la direcció i la curvatura de l'ala.

Aquesta força de sustentació també s'utilitza en la automoció però amb un desig invers. En l'automoció, el que es desitja és que el cotxe estigui el més adherit possible al terra ja que així els permet agafar les corbes del circuit a major velocitat.

Això ho aconsegueixen aplicant el moviment de l'aleró de darrere del cotxe, que amb les posicions que pot tenir afectant directament a l'angle d'atac, es vol aconseguir una sustentació negativa. S'aconseguirà que la força de sustentació en la automoció tingui la mateixa direcció i sentit que la força pes, ajudant així a que la força vertical del vehicle l'ajudi el màxim possible a adherir-se al terra. És una alternativa molt utilitzada, ja que en el sector de la automoció no interessa augmentar el pes del vehicle perquè afecta directament a la velocitat màxima que pot assolir.

4.2.1. Generació de força de sustentació

Per començar a explicar com es genera aquesta força de sustentació, cal destacar la importància de la diferència de geometria que hi ha entre l'extradós i l'intradós. Aquesta serà fonamental per entendre el perquè de l'existència d'una força vertical.

Hi ha diverses explicacions de perquè vola un avió en la actualitat, i totes elles es complementen. Aquestes són per mitjà del teorema de Bernoulli, la tercera llei de Newton, o la diferència de pressió comparada amb la atmosfèrica.

➤ Teorema de Bernoulli

A través del teorema de Bernoulli es pot explicar com vola un avió, i ho fa establint la relació entre velocitats i pressions.

L'aire topa amb l'ala pel caire d'atac i es divideix en dos, el que va per l'extradós i el que va per l'intradós.

Si ho mirem des del punt de vista de dues partícules d'aire A i B, aquestes ja no tindran perquè tornar-se a trobar perquè no formen part de la mateixa línia. És un concepte erroni que es tendeix a donar per vàlid, i no ho és. Però el que sí que es sap, és que acabaran les dues en el caire de sortida del perfil alar, i es pot observar com la longitud de la superfície de l'extradós és superior a la de l'intradós.

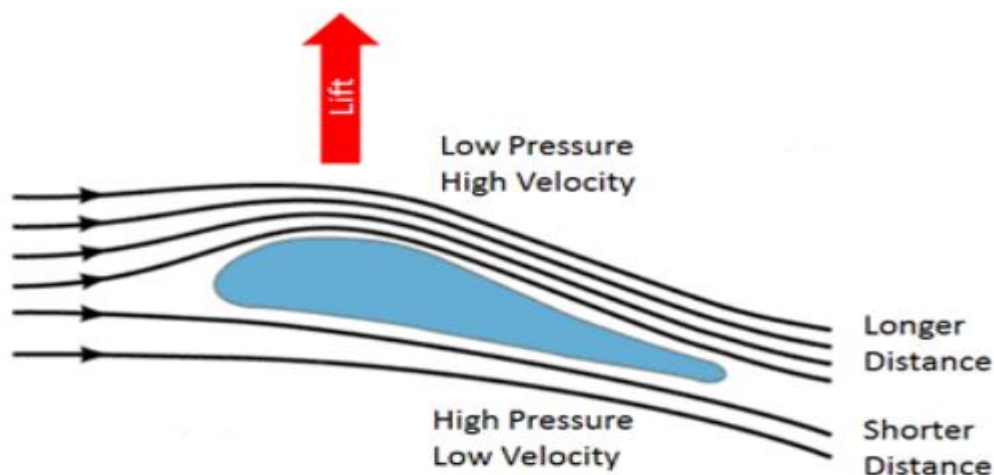


Figura 4.4: Línies de corrent en l'extradós i intradós pel teorema de Bernoulli

D'aquesta manera la partícula A ha recorregut una longitud més gran que la partícula B. Per tant ha assolit una velocitat més alta que la B, i considerant règim laminar en el que no hi ha turbulències i per tant, canvis bruscs de direcció i velocitat, amb l'equació de Bernoulli es podrà saber que la pressió de l'extradós és inferior a la de l'intradós. Aquesta diferència de pressions serà la que resultarà en una força de sustentació cap a dalt.

➤ 3ª Llei de Newton

Newton estableix en la seva tercera llei que tota acció té una reacció, i aquest concepte també s'aplica en aquest treball. Les partícules d'aire que passen per l'extradós quan arriben al caire de sortida tenen una direcció cap a baix, forcen que les partícules de l'intradós també tinguin aquesta direcció i per tant que reaccionin aplicant un moviment vertical a l'ala.

➤ Comparació amb la pressió atmosfèrica

Però la que contempla les dues anteriors a la vegada, és l'explicació sobre la diferència de pressió comparat amb la atmosfèrica. En la següent figura 4.4, es pot observar que les línies de corrent tenen una forma molt més corbada en l'extradós, i serà de gran importància com s'explica a continuació.

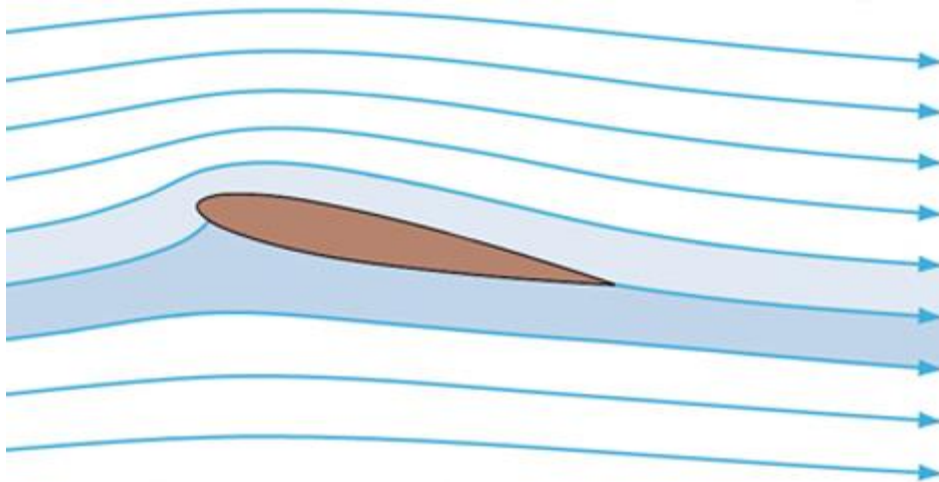


Figura 4.5: Línies de corrent en un perfil alar

Primer de tot s'estudia un element petit de fluid, en una forma imaginària de cub, i s'estudien les forces que apliquen a aquesta superfície. En un cas en què es pot negligir la gravetat i la fricció, la superfície es troba afectada únicament per la pressió. Els motius pels quals es pot negligir els efectes de la gravetat, és que l'aire té molt poca massa i per tant la força pes serà molt petita. Per una altra banda, es negligeix la fricció degut a que quan per exemple es mou la mà a través de l'aire, la fricció no es nota com en el cas de l'aigua.

Per tant, les forces de pressió seran les úniques que afectaran a l'estudi, i aquestes tenen una direcció normal a la cara de la superfície i sentit cap endins. Si aquestes pressions són iguals en les dues cares que hi ha en cadascun dels tres eixos de referència, llavors no hi haurà pressió resultant. Però si aquestes no són iguals, s'ha de tenir en compte la segona llei de Newton.

Al tenir una força resultant, es tindrà també una acceleració sobre aquesta superfície i per tant la velocitat deixarà de ser constant i augmentarà o disminuirà. Si la pressió disminueix a mesura que s'avança per la línia de corrent, llavors la velocitat augmentarà, i passarà el contrari quan la pressió augmenti. Hi ha una connexió directa entre la pressió i l'acceleració, que conseqüentment també la té amb la velocitat. Aquesta relació és la que explica Bernoulli en el seu teorema, que s'ha comentat anteriorment.

Però cal destacar que aquesta relació només és vàlida per a una mateixa línia de corrent, i el que haurà de ser constant és aquesta superfície en un moment o un altre, però en la mateixa línia de corrent. Dues línies de corrent diferents tindran dues constants diferents del teorema de Bernoulli.

Si aquesta línia de corrent és corbada, que és el cas d'estudi ja que els perfils alars tenen aquesta geometria, voldrà dir que hi ha una acceleració normal cap al centre de la curvatura. Com explica Newton, quan hi ha una acceleració normal cap al centre significa que hi ha una força resultant cap al centre i per tant que la pressió al exterior de la corba és superior a la del interior de la corba. Si hi han més corbes interiors, a mesura que s'acosten al centre tindran cada vegada una pressió menor, fins que al centre serà la més petita de totes. Aquest és un concepte que també s'aplica als ciclons i al perquè de que es produeixi una succió cap al centre.

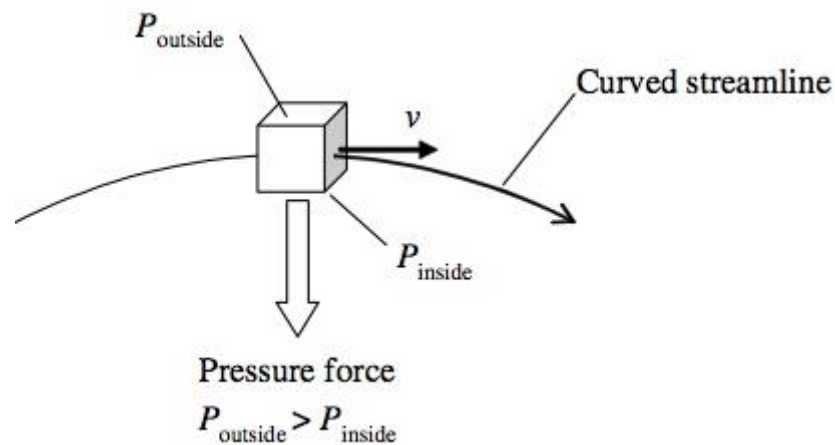


Figura 4.6: Element de fluid en una línia de corrent corbada

Com a conclusió d'aquest fenomen, si a l'exterior es té una pressió atmosfèrica, a l'interior hi haurà una pressió menor, i aquesta serà cada vegada més petita.

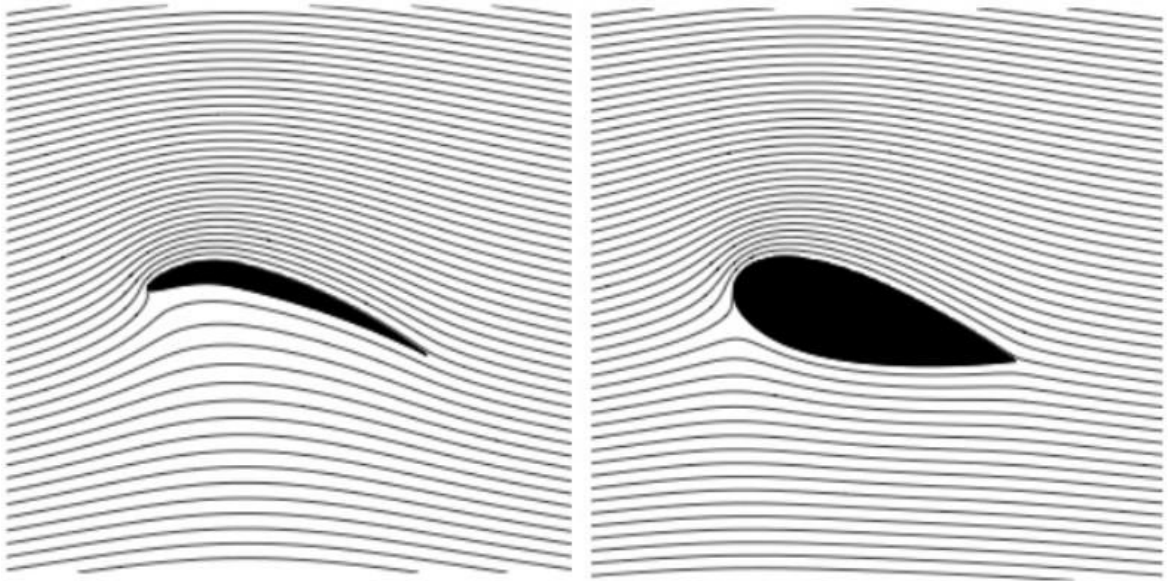


Figura 4.7: Comparació de dos perfils amb geometries de l'intradós diferents

En el perfil d'estudi, s'observa amb claredat que en l'extradós les línies de corrent es tornen més corbades i per tant els hi aplica aquesta explicació. Però en l'intradós, no és tant clar ja que depèn molt de la geometria inferior que tingui el perfil. Aquestes curvatures garanteixen que tindran una pressió superior a l'atmosfèrica o amb una diferència lleugerament inferior a aquesta segons la corba que faci la línia de corrent. La quantitat de força de sustentació que es generarà dependrà molt de la forma de corba que es generi en l'intradós.

Per mitjà d'aquesta explicació s'aconsegueix donar resposta de perquè hi ha perfils geomètricament iguals en l'intradós i l'extradós que poden generar sustentació, ja que les altres explicacions no ho podien fer perquè les longituds recorregudes per les partícules de fluids són les mateixes.

4.3. Força de resistència al avanç

La força de resistència és la component de la força resultant que té la mateixa direcció que la corrent d'aire però de sentit contrari, per tant és la força que s'oposa al moviment.

Tant en el sector aeronàutic com el d'automoció, l'objectiu és minimitzar aquesta força tant per qüestions d'aerodinàmica com de consum de combustible.

Però, en aquest treball serà de gran importància, ja que el dispositiu d'estudi s'utilitza precisament per augmentar aquesta força i que l'avió pugui arribar a aterrar en la zona establerta, a la vegada que ho fa una velocitat mínima de seguretat pels passatgers.

Aquesta s'expressa com:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A_D \cdot C_D$$

ρ = densitat del fluid

A_D = àrea projectada frontal

V = velocitat del fluid

C_D = coeficient de resistència

Més endavant es veurà, com el spoiler provocarà que el C_D augmenti per contra del C_L .

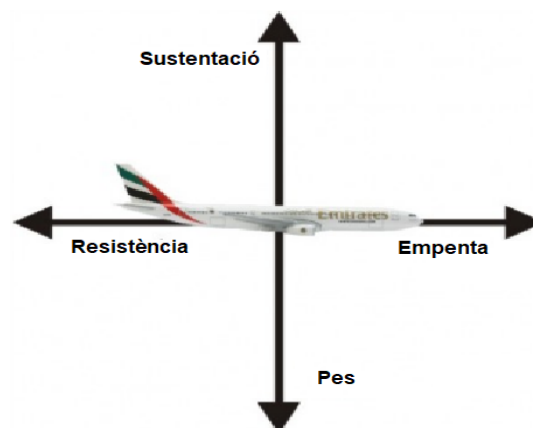


Figura 4.8: Representació de les forces que actuen en un avió

4.4. Eficiència

Per segons quins moments del vol, serà important tenir una sustentació major o menor, i en la mateixa mesura la resistència.

El concepte d'eficiència aerodinàmica, estableix una relació entre els dos coeficients:

$$EA = \frac{C_L}{C_D}$$

Es voldrà aconseguir una sustentació mínima que faci que l'avió es mantingui en un vol horitzontal i que garanteixi la seguretat de que l'avió no tindrà problemes de pèrdua, i per tant s'haurà de maximitzar aquesta eficiència aerodinàmica. Només en el cas de l'aterratge, interessarà tenir una EA menor.

A continuació es mostren els gràfics d'aquesta eficiència en funció de l'angle d'atac:

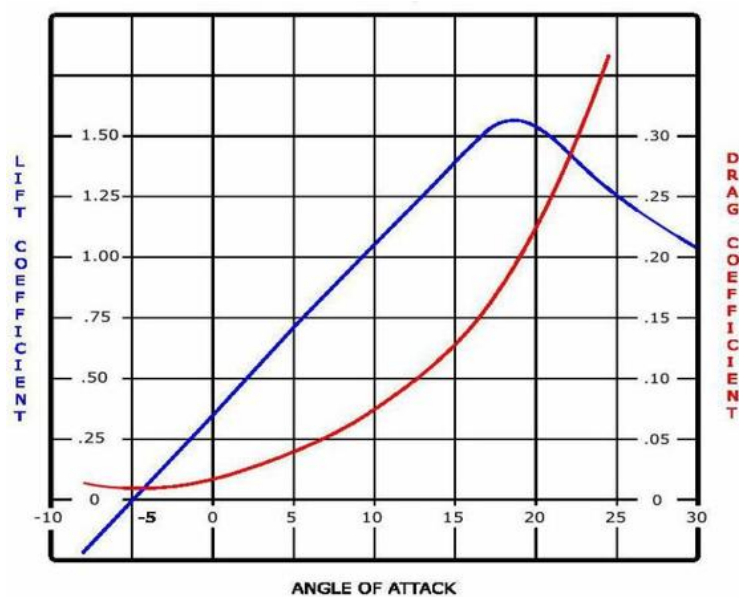


Figura 4.9: Coeficients de sustentació i resistència en funció de l'angle d'atac

S'observa com a mesura que s'augmenta l'angle d'atac, el coeficient de sustentació augmenta també. Però no el coeficient de resistència que, passat un angle mínim de 3-5°, augmenta molt ràpid amb l'angle.

Pel que fa al coeficient de sustentació, l'angle màxim per no entrar en pèrdua és d'uns 18°. Si el que es vol és una sustentació mínima pel vol a la vegada que es redueix la força de resistència per tenir mínim consum de combustible, s'haurà d'utilitzar un angle entre 3-5°.

5. Dispositius sustentadors

5.1. Generalitzacions

A mesura que la tecnologia avança, aquests avanços garanteixen una millora de les prestacions i avui en dia el grup de motors propulsors que hi ha permeten unes millors condicions.

S'utilitzen per poder volar més ràpid i per tant els perfils que hi ha són adequats a aquestes noves velocitats. Com ara tindrem un C_L màxim més petit, la simetria del perfil podrà ser més acurada.

A continuació s'han introduït els diferents dispositius que ajuden a la sustentació o a la resistència a l'avanç, i en quins moments del vol és més comú aplicar-los.

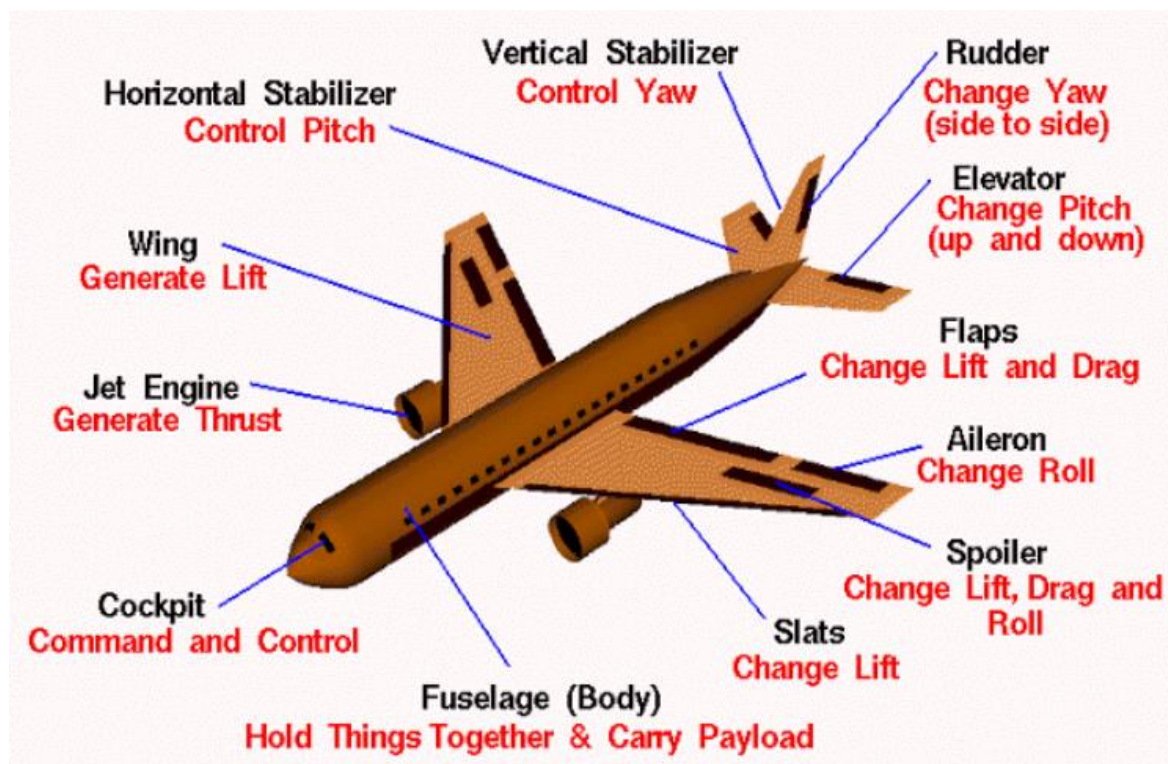


Figura 5.1: Representació de les parts més importants d'un avió

5.2. Flaps

Els flaps són uns dispositius hipersustentadors, que significa que serveixen per augmentar la sustentació en els moments precisos que desitgem, en unes velocitats més petites que aquelles per les quals l'ala ha estat dissenyada.

Es tracta d'uns dispositius col·locats a la part posterior de l'ala que en un cert moment, s'activen per augmentar la sustentació. Aquest dispositiu consisteix principalment en unes plaques mecànicament senzilles, que llisquen a través d'uns carrils anomenats *Flap Tracks*, i que canvien la forma del perfil, afectant a la sustentació.



Figura 5.2: Flaps d'un avió Airbus A320

L'objectiu és augmentar la curvatura del perfil de l'ala i produir així un millor control sobre la capa límit del fluid. Aquest control dependrà d'aquesta curvatura i per tant del disseny i tipus de flap que s'estigui fent servir.

Però ens hem de preguntar quines són les raons o quin és el moment precís per activar-los, ja que serà important per no desestabilitzar l'avió al haver guanyat aquesta sustentació de més. Doncs es fan servir quan l'avió vol guanyar altura sense augmentar la velocitat i la càrrega de combustible que comporta.

Mecànicament són dispositius molt simples, però l'inconvenient que presenten és que el guany de sustentació que representa és menor al dels slats, que són mecànicament més complexes.

Com a inconvenient, els flaps presenten un petit augment de la resistència, però que segons l'angle del dispositiu serà negligible comparat amb el guany de sustentació que tindrem.

A continuació es pot veure quin és l'efecte en la utilització dels flaps i també per cadascun dels angles d'utilització:

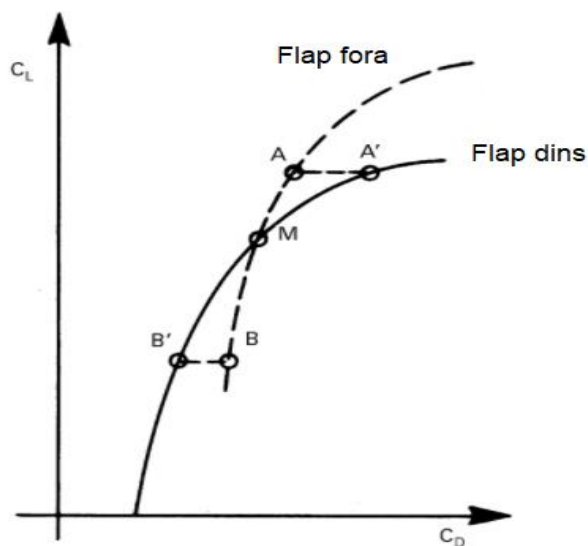


Figura 5.3: Representació de la influència de la activació dels flaps en els coeficients aerodinàmics

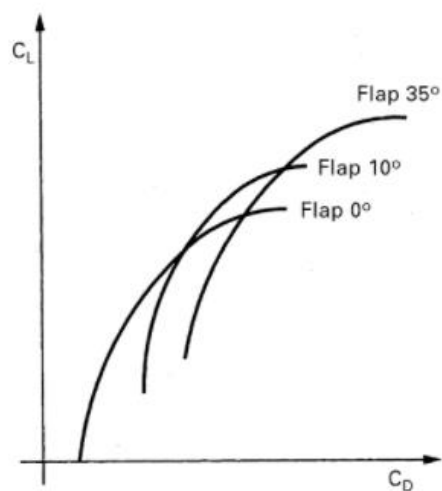


Figura 5.4: Representació de la influència de l'angle dels flaps en els coeficients aerodinàmics

Com es pot observar, l'efecte de la utilització dels flaps en l'augment de la resistència és negligible si només es considera la seva utilització per ajudar en la sustentació de l'ala.

El pilot té la possibilitat, mitjançant la palanca, de posar els flaps en 0° , 5° , 10° , 15° .

A partir d'un angle de 15° , l'efecte de la resistència ja no és menyspreable en comparació a la sustentació obtinguda i s'ha d'anar en compte en no superar aquests valors, ja que llavors es podrà tenir com a resultat el contrari al desitjat.

5.3. Slats

Els slats tenen la mateixa funció que els flaps de l'avió, amb la diferència de que estan col·locats a l'extrem inicial de l'ala. En els avions moderns ja no hi ha diferenciació, ja que quan s'aplica la palanca de funcionament dels flaps, també aplica als slats, tenint un moviment únic provinent de la mateixa palanca.

Els slats consisteixen en una peça que es mou deixant un espai entre les dues peces que fa que passi l'aire i guanyi energia. D'aquesta manera ajuda a que el moviment de la corrent de l'aire es mantingui adherit a la superfície de l'ala i per tant que augmenti la seva sustentació.

Principalment la diferenciació que hi ha amb els flaps, a part d'aconseguir més sustentació, és que tenen un efecte directe sobre la capa límit. El fenomen pel qual els slats són molt interessants és que a mesura que s'augmenta l'angle d'atac, gràcies a l'aplicació d'aquest aparell s'haurà aconseguit retardar la pèrdua del fluid en la capa límit. Al guanyar energia i provocar que el fluid tingui que adherir-se més a la superfície de l'ala, el que provoca és que la pèrdua de la capa límit sigui més difícil que es produeixi, i per tant podrem arribar a tenir coeficients de sustentació més elevats sense risc.



Figura 5.5: slats d'un Airbus A380 en aproximació

5.4. Els alerons

Els alerons són uns dispositius col·locats a la part posterior de l'ala però molt allunyades del fusellatge. El seu objectiu principal, que és pel que s'utilitzen, és aconseguir un viratge de l'avió controlat.

Aquest viratge s'aconsegueix activant els dos dispositius, ja que l'avió disposa d'un a cada ala. Un d'ells es desvia cap a dalt i l'altre cap a baix, creant així una reducció en la força de sustentació de l'ala que té l'aleró desviat cap a dalt. D'aquesta manera s'aconsegueix el viratge al tenir un desequilibri de forces en les dues ales.

La inclinació d'aquests alerons es controla des de cabina, i per tant és un fenomen que és completament controlable i que permet a l'avió realitzar girs sense tenir que realitzar un moviment de capcineig, que és molt més perillós ja que s'augmenta la velocitat.

Aquesta funció dels alerons també la poden realitzar els spoilers, però en aquest cas només s'apliquen en un estat d'emergència, ja que principalment s'utilitzen per l'aterratge.



Figura 5.6: alerons d'un Airbus A380

5.5. Els spoilers

Un spoiler és un dispositiu que s'utilitza per reduir la força de sustentació d'una aeronau. Són plaques muntades a la cara superior de les ales d'un avió, amb un moviment possible de separació vertical, moviment amb el qual s'aconsegueix modificar la direcció del fluid de contacte amb l'ala.

Aquest procés s'utilitza de manera que la part posterior de l'ala, la que queda darrere de les plaques deflectores, entra en pèrdua controlada del flux. Això provoca que la sustentació es redueixi i com a conseqüència s'augmenti la resistència.

En els avions comercials, s'equipen els deflectors en quasi la totalitat dels aparells, ja que permet produir un descens considerable des d'altituds de creuer a altituds menors com les que es necessiten per aterrar, tot això sense que disminueixi considerablement la velocitat de creuer.

En l'aterratge els spoilers es despleguen en la seva totalitat per poder trencar la sustentació de les ales i realitzar una frenada més efectiva. Com s'ha reduït la sustentació, el cos tendeix a apropar-se més al terra sota l'acció del pes propi de l'avió, i al mateix temps augmenta la resistència, ajudant així a la frenada.



Figura 5.7: spoilers d'un Boeing 737

En casos en què l'avió tingui motors refrigerats per aire, aquests també poden actuar per evitar que els motors es refredin massa ràpid. Això es produeix perquè quan s'està en un estat de descens, la velocitat de l'aire augmenta mentre que els motors estan a baixa potència, i per tant generen menys calor que el desitjat.

Els spoilers s'activen i aquests actuen per mantenir el control del descens al punt desitjat, és a dir es pot controlar aquesta velocitat i per tant evitar el refredament del motor.

La resistència és una propietat molt important i és la finalitat principal del deflector que actua com a reductor, ja que aquests es solen fer servir quan l'avió ha de fer un descens o en el cas del més utilitzat, quan es vol aterrar. És de les maneres més efectives per poder tenir un descens i un aterratge totalment controlat en un punt desitjat. Si apliquéssim la manera més lògica de realitzar un descens que consistiria en un capcineig respecte l'eix transversal de l'avió (el de les ales), aconseguiríem disminuir l'altitud del avió però aquest patiria un augment de la velocitat no controlada, que acabaria introduint-se en els límits de seguretat de funcionament de vol de l'avió.

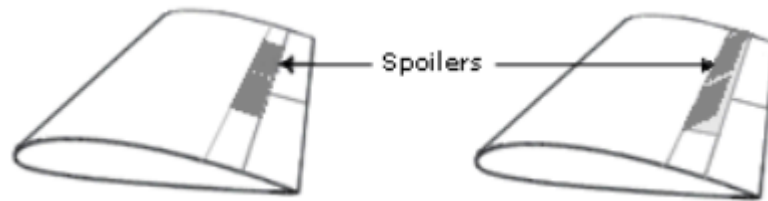


Figura 5.8: Activació dels spoilers

En el vol, els avions comercials moderns poden desplegar el conjunt de spoilers més allunyats del fusellatge com a frens, i també com superfícies de control, combinant-los amb els alerons quan s'opera a baixes velocitats i es necessita millor control de guerxament.

En els bombarders de la segona guerra mundial, els spoilers eren una part fonamental pel desenvolupament de determinades estratègies quan aquestes requerien un descens brusc en picat, maniobra molt difícil i que requeria d'un disseny específic. Els bombarders convencionals no solien executar el descens en picat perquè el seu disseny era incapaç de suportar les velocitats a les que podia arribar a tenir el avió, carregat de tones d'armament i combustible.

6. Simulació d'un perfil alar

En aquest apartat del treball es procedirà a realitzar una simulació d'un perfil alar amb el programa ANSYS CFX, que permet obtenir resultats molt propers a la realitat tenint en compte certs detalls de diferenciació.

Es farà la diferenciació entre un perfil alar normal i un que inclogui el spoiler activat, de manera que es pugui obtenir i analitzar la influència que té l'activació del dispositiu en el vol de l'avió i veure perquè només s'utilitza principalment en l'aterratge.

Encara que en els últims anys el nivell de precisió de la dinàmica computacional de fluids ha avançat molt, encara es pot dir que no representa a la perfecció les interaccions que pugui tenir el nostre sòlid amb el fluid, i per això en la realitat s'utilitza únicament com a indicador de certs paràmetres i per tenir una visió de quin pot ser el resultat final. La simulació que s'acosta més a la realitat és el túnel de vent, en el que es comparen aquests resultats del CFD amb una simulació a escala de la realitat.

Per tal de realitzar correctament l'anàlisi de l'ala, s'han seguit els següents passos:

- 1) Creació del perfil
- 2) Creació del domini
- 3) Mallat
- 4) Set up, definició de les condicions
- 5) Simulació
- 6) Anàlisi de resultats

6.1. Creació del perfil

6.1.1. Perfil NACA

El perfil escollit ha sigut el NACA 2415 extret de la pàgina [airfoiltools](http://airfoiltools.com), que ens permet obtenir els punts que delimiten la corba del perfil alar, i posteriorment realitzar la seva representació.

Aquest perfil NACA (*National Advisory Committee Aeronautics*) es defineix sota unes condicions establertes de funcionament i de diferenciació entre els diferents perfils, que per exemple n'hi han de 4 i 5 dígit, sent els de 5 més complexes les seves definicions.

Aquest perfil concretament escollit, el NACA 2415, mostra:

1r dígit: Descriu la distància màxima que hi ha des de la corda fins a la corba de longitud mitjana, i està definida en percentatge respecte la longitud de la corda. En aquest cas, és un 2% de la longitud de la corda.

2n dígit: Descriu la distància de la corda a la qual es troba la màxima distància amb la corba de longitud mitjana. Per tant en aquest cas la màxima distància, que correspon al primer dígit, es troba al 40% de la longitud de la corda mirant des del caire d'atac.

Últims 2 dígits: Representen el màxim gruix que hi ha en el perfil entre l'extradós i l'intradós. Aquest màxim gruix es localitza per defecte en els NACA de 4 dígits en el 30% de la longitud de la corda. En aquest cas, el màxim gruix es troba en el 30% de la corda i és del 15% respecte la longitud de la corda.

6.1.2. Perfil SolidWorks

Per mitjà de la eina airfoilttools s'ha obtingut una sèrie de punts que defineixen el nostre perfil i que és el següent:

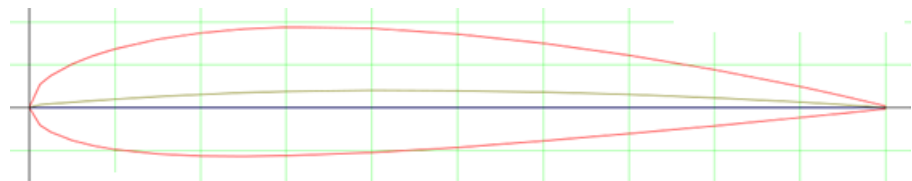


Figura 6.1: Perfil alar NACA2415

Es pot observar la representació de la corda, la línia de curvatura màxima, extradós i intradós.

Seguidament aquest perfil s'ha importat al SolidWorks, que és on s'ha realitzat la modelització en 3D. En un d'ells s'ha afegit el dispositiu, que s'utilitzarà per simular quan el dispositiu està activat.

S'han diferenciat els diversos angles d'atac, i com s'ha vist a les gràfiques dels coeficients de sustentació i resistència, l'angle òptim està en torn a 3° i 5° . La simulació s'ha realitzat amb els angles de 0° i 5° , ja que s'han considerat que eren els més representatius.

El perfil NACA2415 creat en SolidWorks és el següent:

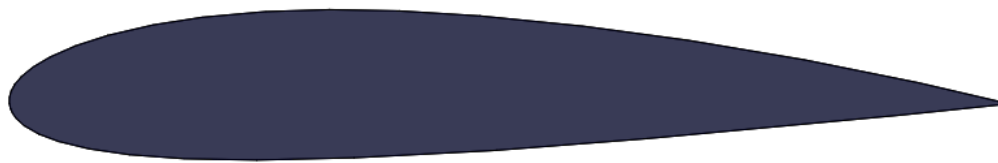


Figura 6.2: Perfil alar en 2D amb spoiler desactivat

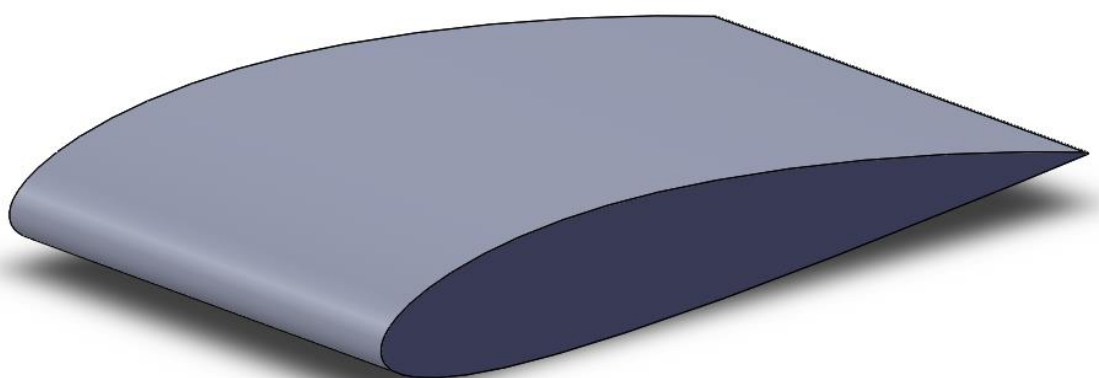


Figura 6.3: Perfil alar en 3D amb spoiler desactivat

Aquest perfil té un angle d'atac de 0° , ja que primer es vol estudiar la simulació en un perfil amb el spoiler desactivat i sense angle. Es pot observar que el perfil és asimètric, com es veia anteriorment també en la representació de la línia de curvatura mitjana, que afectarà a la diferència de pressions que s'obtindrà.

La longitud d'extrusió del perfil s'ha escollit de manera que els càlculs de les àrees es poguessin fer de manera senzilla. Com el domini en l'eix z quedarà delimitat pel propi sòlid, la amplada no afectarà als càlculs sempre i quan totes les simulacions estiguin amb la mateixa longitud de domini per poder comparar-los.

El perfil creat amb la incorporació del spoiler és el següent:

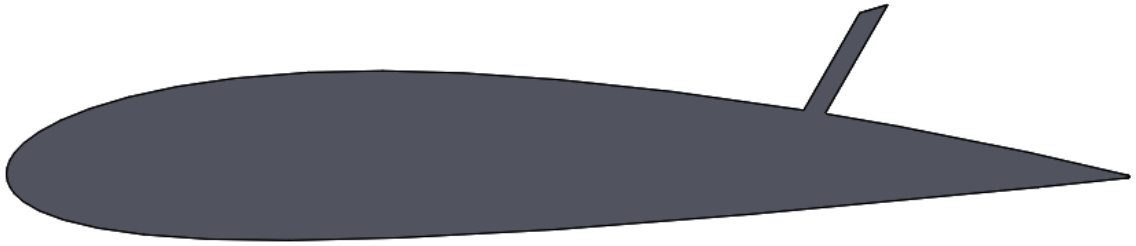


Figura 6.4: Perfil alar en 2D amb spoiler activat

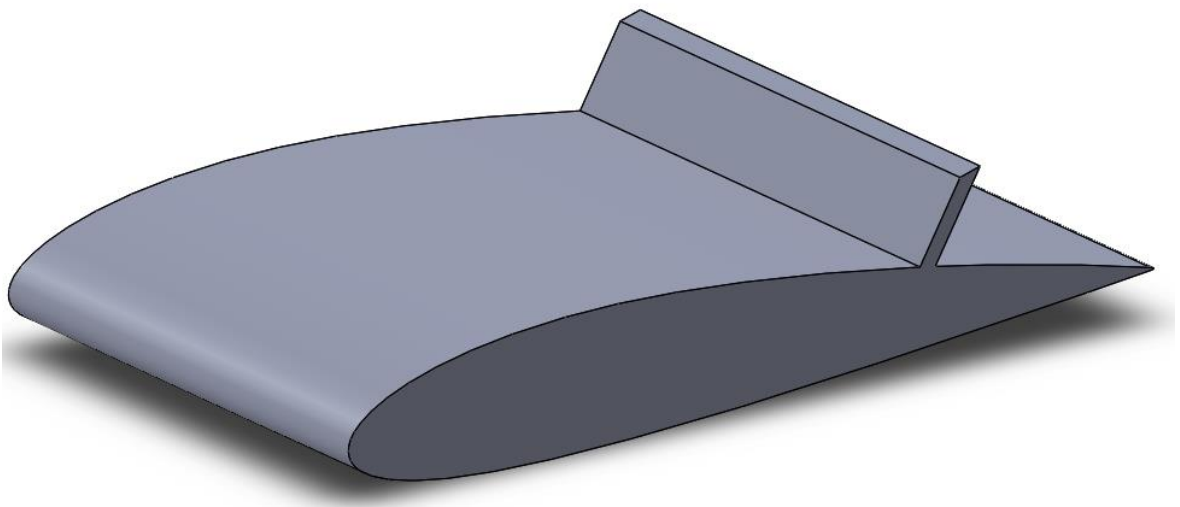


Figura 6.5: Perfil alar en 3D amb spoiler activat

Com es pot observar, el spoiler és una placa que actua com a fre en el moment en què es vol reduir la sustentació i la velocitat de l'avió. El perfil del dispositiu s'ha disposat en forma de trapezi, ja que la secció rectangular que s'havia pensat inicialment podria portar problemes a la hora de realitzar el mallat. Es fa per evitar els possibles errors que puguin sorgir en la zona posterior pel que fa a les línies de corrent, que tindran unes petites pertorbacions i adquiriran forma de remolins.

6.2. Creació del domini del perfil

El domini d'estudi ha consistit en una geometria en forma de cub, el qual s'ha aplicat de 2 m respecte els extrems del sòlid per cada un dels tres eixos. S'ha fet però, una simplificació en l'eix z degut a que l'objectiu d'aquesta simulació és la comparació entre l'ala de l'avió amb el spoiler activat i quan està activat.

Per tant, el domini en l'eix z és el del propi sòlid, i només s'estudiarà la secció d'ala que coincideix amb la del spoiler. No hi haurà fluid pels laterals del sòlid, i això limitarà els resultats, ja que no seran reals perquè en un avió hi ha seccions d'ala que no tenen spoiler i el flux que hi passa afecta a la regió d'estudi.

Aquesta limitació s'ha fet ja que es vol dur a terme una comparació dels dos perfils, i ja serà més endavant que es podrà veure les diferències entre un domini complet i el d'estudi, que quedarà com si estigués tancat per dues parets laterals.

6.3. Realització del mallat

Tenint en compte les limitacions del programa en versió estudiant, que són de 510.000 nodes, s'ha procedit a la realització de la malla del perfil, al qual es podrà canviar-li l'angle d'atac a mesura que es realitzen les simulacions.

S'ha realitzat una malla el més precisa possible sobre el perfil, assegurant uns resultats correctes. Com més petits i més elements es tenen, més precisos seran aquests resultats, i aquest ha sigut l'objectiu d'aquest apartat.

S'ha trobat que la malla a la zona final de l'ala, al caire de sortida, no queda gaire precisa al ser una zona adherida manualment i que tenia forma de mitja circumferència amb les tangències al contorn del perfil corresponent. El programa, al fer la malla en aquesta zona troba problemes per poder considerar-los com un perfil uniforme i ho adapta per poder resoldre'l, i per tant no és tan acurat com a la resta del perfil. Aquesta simplificació és correcte ja que el caire de sortida representa una part molt petita del perfil, i no tindrà incidència en els resultats.

La malla ha consistit en elements tetraedres, ja que permeten la inclusió de més nodes i per tant resultats més precisos sense complicar la simulació. Aquests elements s'han fet d'una

mida de 10 mm en la zona que queda delimitada pel nostre perfil, que com és una peça en 3D, la seva malla ha d'estar delimitada per les cares de tota la peça i no només els contorns (2D).

Seguidament, s'ha procedit a realitzar el mètode de **Inflation**, que permet que els elements propers al perfil tinguin un creixement continu i adequat a la curvatura del perfil, a mesura que s'avança cap a l'exterior. El **Maximum Layers** que s'ha introduït està relacionat amb el gruix de la capa límit turbulenta, que es calcula de la manera següent:

$$\delta = \frac{0,16 \cdot x}{Re^{1/7}} = \frac{0,16 \cdot 1,004}{4,08 \cdot 10^{6^{1/7}}} = 0,018 = 18mm$$

Per tant, en el cas d'estudi el **Maximum Layers** serà de 10 amb un creixement de 1,8.

Posteriorment s'han definit altres aspectes com el **Span Angle Center** amb una qualitat d'elements de *Fine*. Aquesta permet que en les zones amb curvatura, els elements tinguin un angle més petit amb el consecutiu. Seguint aquestes especificacions s'ha obtingut una malla que té, com es pot veure a la figura 6.8, un nombre de nodes entre 170.000 – 200.000, amb 440.000 – 500.000 elements aproximadament.

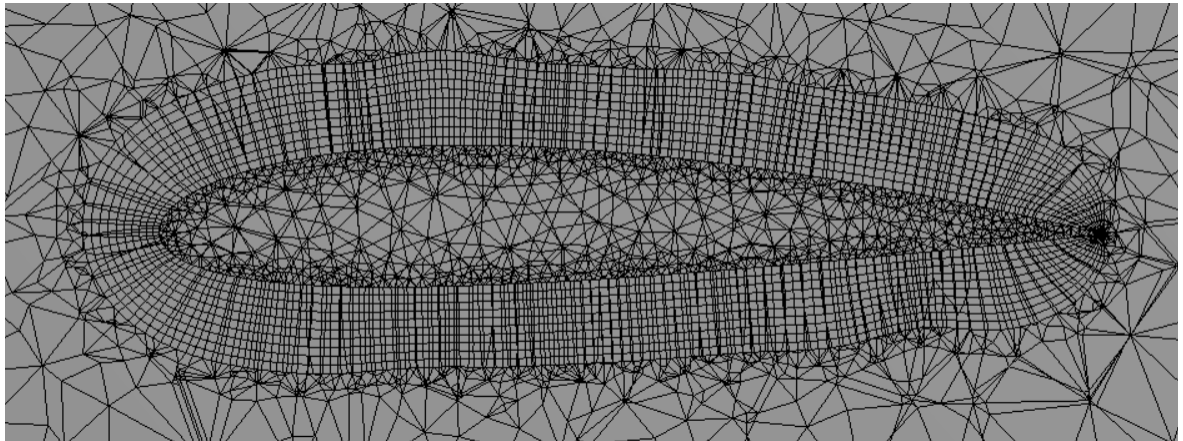


Figura 6.6: Malla per un perfil amb spoiler desactivat i angle d'atac de 0°

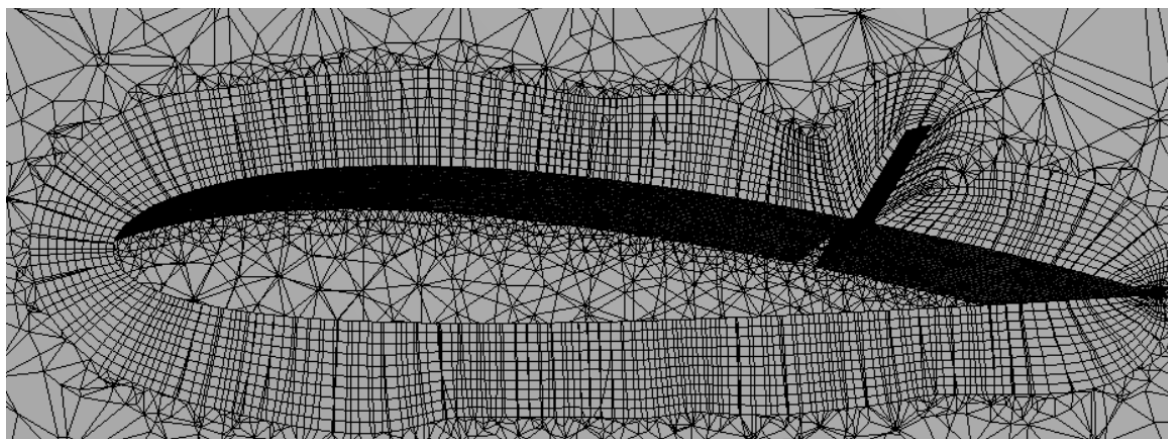


Figura 6.7: Malla per un perfil amb spoiler activat i angle d'atac 0°

S'ha estudiat la qualitat d'aquesta malla per si era necessari realitzar més canvis. Aquesta s'ha trobat mitjançant la eina **Skewness Mesh Quality**. Consisteix en un rang de valors, que es mostren a continuació, i determinen si una malla és de bona qualitat o no.

Value of Skewness	Cell Quality
1	degenerate
0.9 – 1	bad
0.75 – 0.9	poor
0.5 – 0.75	fair
0.25 – 0.5	good
0 – 0.25	excellent
0	equilateral

Taula 6.1: Valors de qualitat de la malla

Statistics	
<input type="checkbox"/> Nodes	172499
<input type="checkbox"/> Elements	446923
<input checked="" type="checkbox"/> Mesh Metric	Skewness
<input type="checkbox"/> Min	1,046e-003
<input type="checkbox"/> Max	1,
<input type="checkbox"/> Average	0,30133
<input type="checkbox"/> Standard Deviation	0,21402

Figura 6.8: Valors de nodes, elements i Skewness

Com el mallat resulta en un rang de valors considerat bo, s'ha procedit a realitzar la simulació amb aquesta malla.

Paral·lelament s'han definit les cares que afectaran al nostre perfil en la simulació:

- **Inlet**: El inlet és la cara per la qual entra el fluid. En aquest cas el inlet el tindrem en la cara frontal al perfil i també a la superior i inferior.
- **Outlet**: El outlet és la cara per la qual surt el fluid.
- **Symmetry**: La simetria es defineix en les cares paral·leles al perfil en el pla XY, i per tant les cares laterals del domini.

6.4. Set up

En el procés realitzat en l'etapa del set up, s'ha tingut en compte que els avions tenen unes velocitats molt més altes que qualsevol altre perfil amb el que es pugui fer una simulació semblant.

S'ha calculat el nombre de Reynolds, que tal i com s'ha comentat, depèn de la velocitat del perfil o del fluid (depenent de la referència) i de la longitud del punt a mesurar. En aquest treball, la longitud a la qual volem estudiar la capa límit serà la de tot el perfil, ja que ens interessa saber en quin règim es comporta el fluid per després aplicar un model de turbulència adequat.

Com l'objectiu d'aquest treball és veure la influència dels spoilers, l'estudi d'aquests s'ha d'aplicar sota unes condicions que siguin les d'aplicació a la realitat. Aquests s'activen només una vegada l'avió toca terra i per tant l'estudi serà en condicions d'aterratge. En aquest moment del vol, s'ha considerat que l'avió té una velocitat mitjana aproximada de 225km/h, i per tant s'ha afegit la velocitat de 62,5m/s.

A 25°, l'aire té unes propietats concretes, essent la densitat i la viscositat les que ens interessin en aquest moment. Aquestes tenen uns valors de 1,19 [kg/m³] i 1,83·10⁻⁵ [Pa·s], respectivament.

Considerant les anteriors propietats, el Reynolds té el valor següent:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot l}{\mu} = \frac{V \cdot l}{\nu} = \frac{\frac{1,19kg}{m^3} \cdot \frac{62,5m}{s} \cdot 1,004m}{1,83 \cdot 10^{-5} Pa \cdot s} = 4,08 \cdot 10^6$$

El Reynolds ens indica que s'haurà de tenir en compte una capa límit turbulenta.

El següent pas és estudiar quin model de turbulència és el més adequat per la simulació:

- **K-Epsilon:** és un model basat en dues equacions que s'utilitza per fluids molt turbulents que solen ser externs al perfil. Els resultats que donen es poden considerar correctes, encara que és la simulació més simple.
- **K-omega:** és un model basat també en dues equacions que s'utilitza per fluids poc turbulents i per zones internes i properes a la capa límit.

- **Shear Stress Transport**: és un model que combina el millor dels dos anteriors, ja que per zones externes utilitza el K-e i per properes el k-omega.

En aquesta simulació es farà servir el model SST, ja que al combinar el millor dels altres dos, garanteix els correctes resultats al tenir en la simulació un flux turbulent.

Seguidament s'han de definir les condicions de contorn en les cares comentades anteriorment, que eren les que definien la nostra simulació.

- **Inlet**: en el inlet s'ha especificat una velocitat de 62,5m/s, ja que és la velocitat mitjana d'aterratge d'un avió comercial. La intensitat de la turbulència s'ha establert en el nivell *medium*, que era el que tenia el programa per defecte.
- **Outlet**: en la cara de sortida s'ha especificat una pressió relativa a la atmosfera de 0 Pa. Encara que la pressió depèn de l'altura, en aquesta simulació hi haurà pressió atmosfèrica ja que s'estudia únicament l'aterratge.
- **Symmetry**: la condició de simetria ve predeterminada en la paret.

Flow Regime	
Option	Subsonic
Mass And Momentum	
Option	Cart. Vel. Components
U	62.5 [m s ⁻¹]
V	0 [m s ⁻¹]
W	0 [m s ⁻¹]
Turbulence	
Option	Medium (Intensity = 5%)

Figura 6.9: Velocitat del fluid en el inlet

Per últim s'ha definit una simulació de alta resolució amb un mínim de 1 iteració i màxim de 100 ja que s'havia comprovat anteriorment que la simulació convergeix abans. Amb el nombre d'elements que s'havien definit anteriorment a la malla, provoca que la simulació es retardi una mica, però el guany de precisió serà major.

6.5. Anàlisi de Resultats

S'ha disposat a realitzar un estudi dels resultats obtinguts i com aquests s'acosten als valors reals, i en cas de que no fossin propers veure quin és el error i modificar-lo.

S'ha fet l'anàlisi pels 4 tipus de simulacions, que corresponen als perfils de spoiler activat i desactivat amb un angle d'atac de 0° i 5° per cadascun d'ells.

6.5.1. Ala sense spoiler amb angle 0°

Primer de tot s'han observat els resultats per a una ala normal del perfil NACA establert que era el NACA2415.

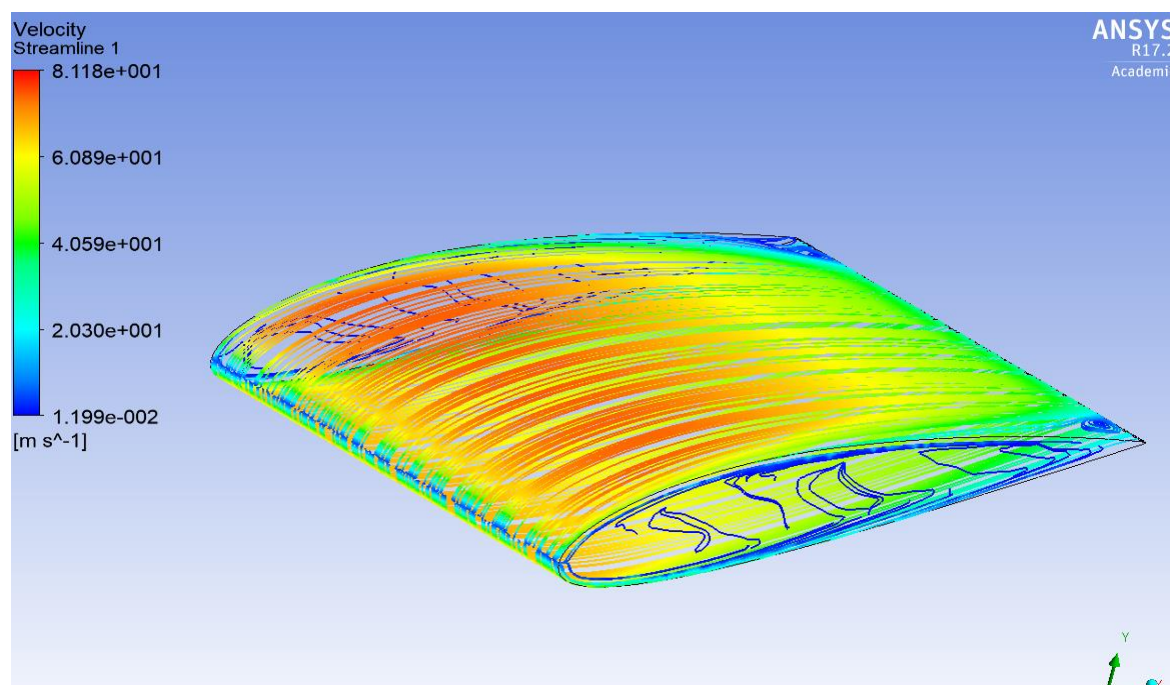


Figura 6.10: Línies de corrent en la superfície de l'ala

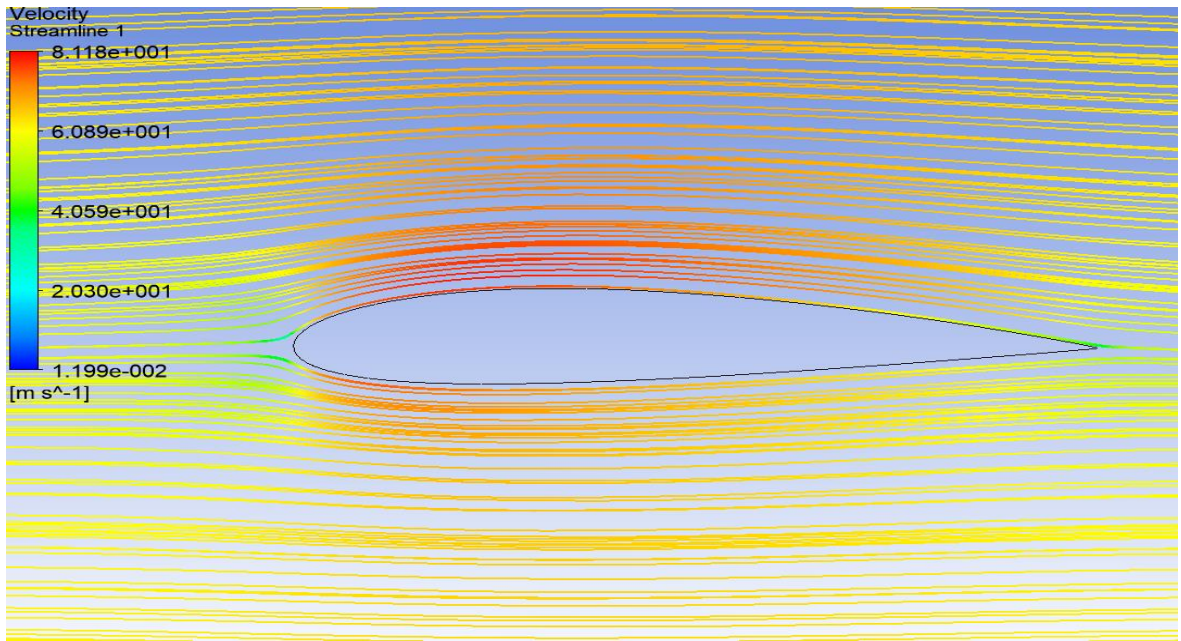


Figura 6.11: Línies de corrent en tota la superfície 3D, afectades per l'ala.

Com es pot observar, les partícules del fluid topen amb l'obstacle i tendeixen a adherir-se a la superfície adquirint un moviment en la pròpia direcció de la superfície.

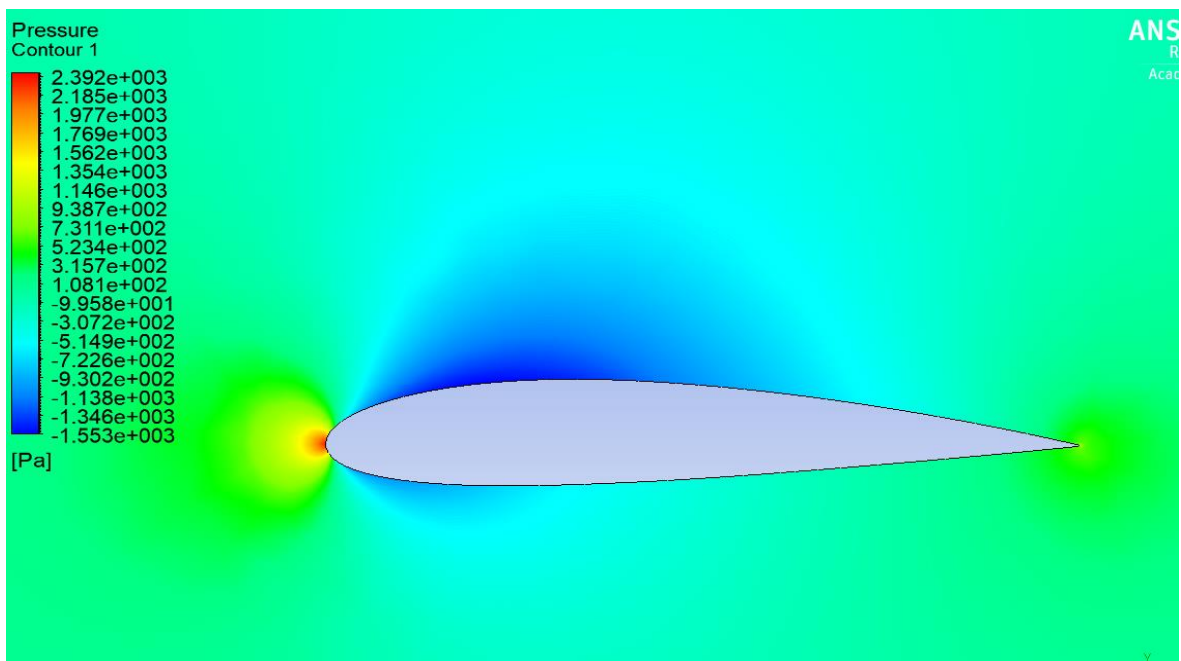


Figura 6.12: Representació de les pressions en el pla mig sobre cos

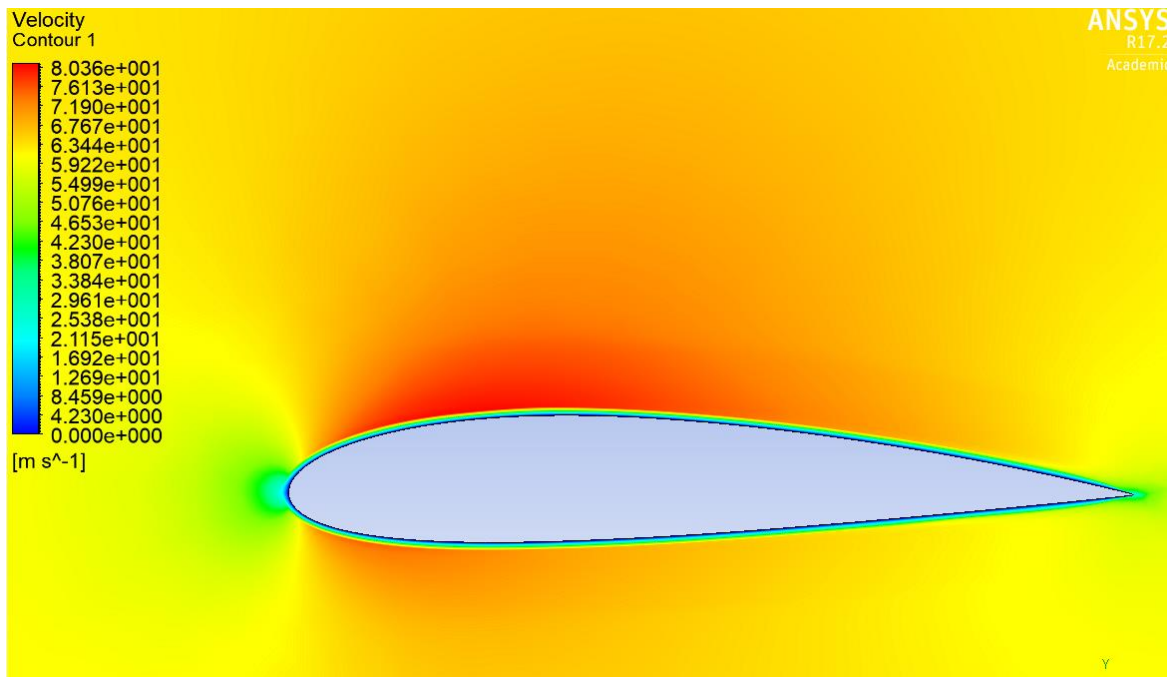


Figura 6.13: Representació de les velocitats en el pla mig sobre el cos

En aquest perfil es pot observar que les línies de corrent que passen per l'extradós, ho fan amb una velocitat superior a les de l'intradós. A la figura 6.13, la zona amb més velocitat és on es produeix l'acceleració del fluid, i que coincideix amb la zona de menor pressió de la figura 6.12. Això provoca la diferència de pressions, i també que el nostre perfil té una zona més corbada en l'extradós.

Per aquesta simulació s'han extret els valors més destacats, quedant resumits en la taula següent:

$V_{MÀX} \left[\frac{m}{s} \right]$	$P_{MÀX} [Pa]$	$A_D [m^2]$	$A_L [m^2]$
81,1768	2432,34	0,090728	0,60261
$F_D [N]$	$F_L [N]$	C_D	C_L
17,7044	306,777	0,0839	0,219

Taula 6.2: Valors més característics del perfil sense spoiler i sense angle

Les dues àrees, s'han trobat buscant l'àrea projectada. En el cas de la resistència és l'àrea frontal, i el de la sustentació és l'àrea de la planta.

Amb aquesta simulació s'ha pogut concloure que amb un perfil sense angle d'atac, el C_L ja té un valor suficientment gran per crear sustentació, encara que aquesta força potser no és superior al pes de l'avió i per tant encara no s'enlairarà.

6.5.2. Ala sense spoiler amb angle 5°

Ara s'ha procedit a donar-li una inclinació a l'ala de l'avió d'uns 5°, que és l'angle òptim de treball en qüestió d'eficiència entre la sustentació i la resistència.

Les línies de corrent tant de la superfície del cos com en 3D, són les següents:

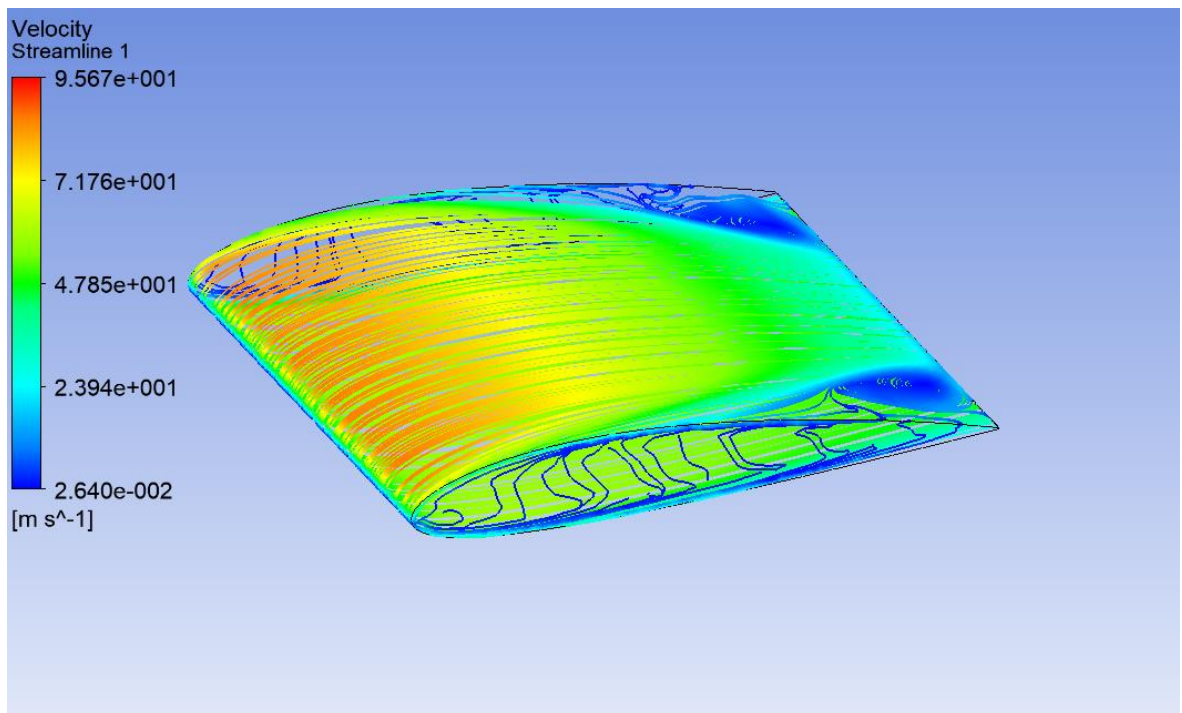


Figura 6.14: Línies de corrent en la superfície de l'ala

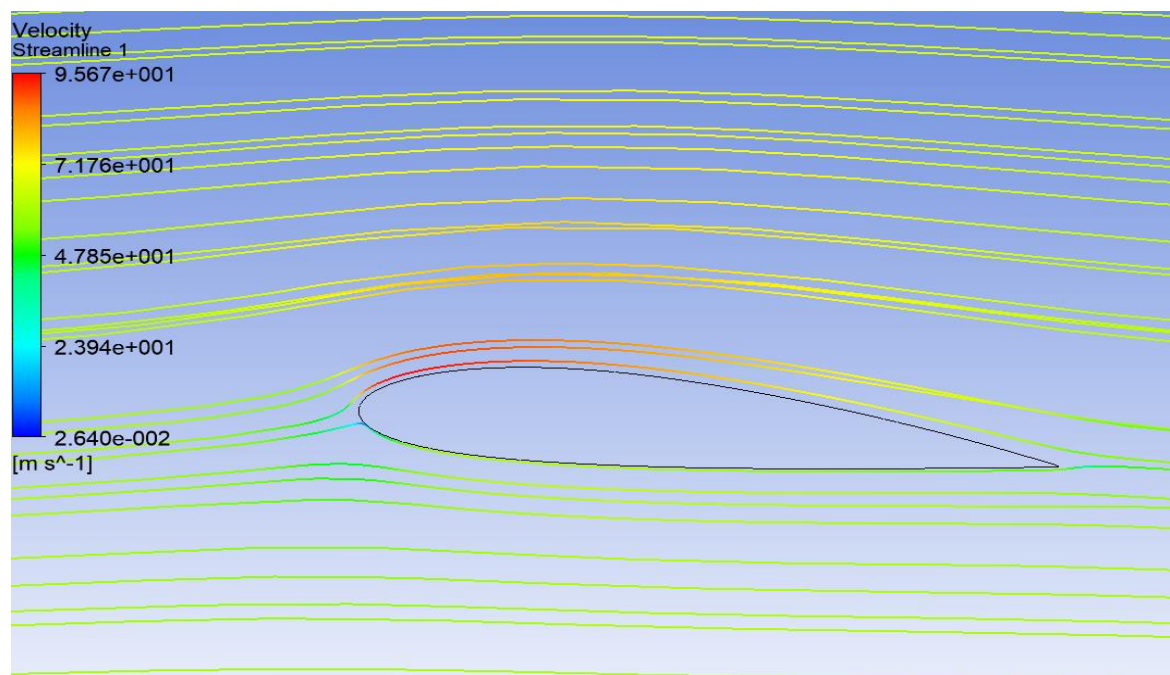


Figura 6.15: Línies de corrent en tota la superfície 3D, afectades per l'ala

Al tenir una certa inclinació, les línies de corrent tendeixen a desviar-se per igual cap a les dues zones, però el recorregut és més gran per l'extradós. La velocitat a l'extradós és superior que en el cas de angle d'atac nul, i per tant la diferència de pressions encara serà més gran.

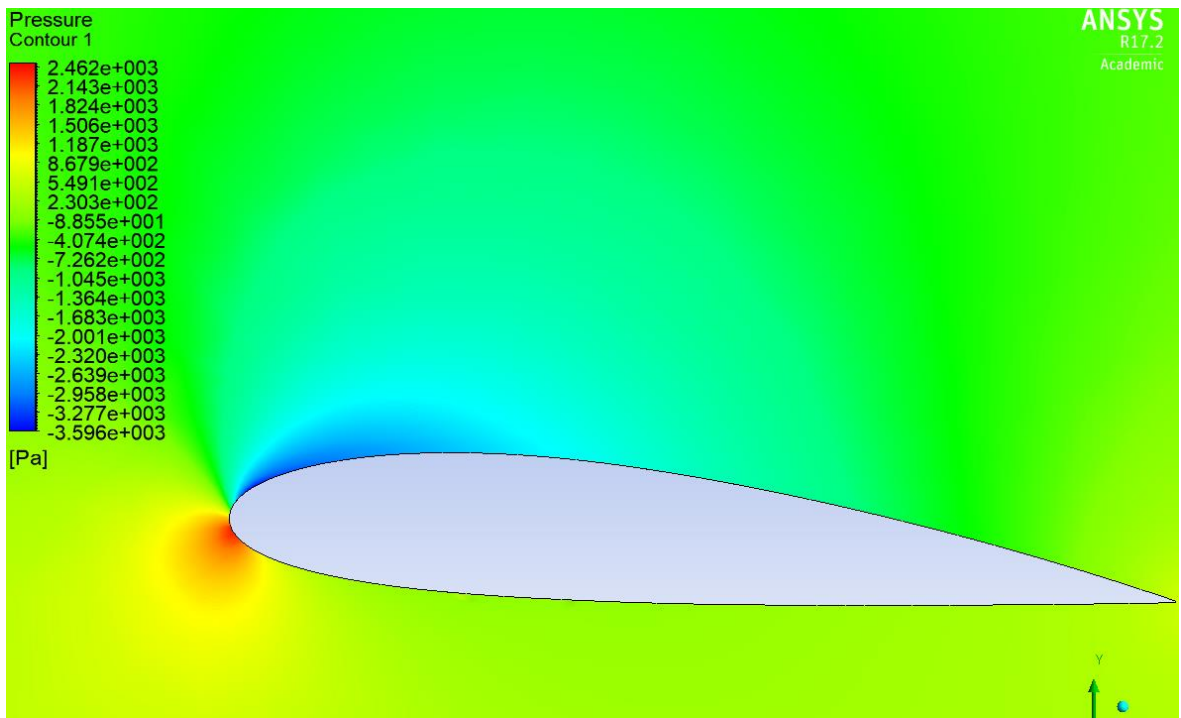


Figura 6.16: Representació de les pressions en el pla mig del cos, per un angle de 5°

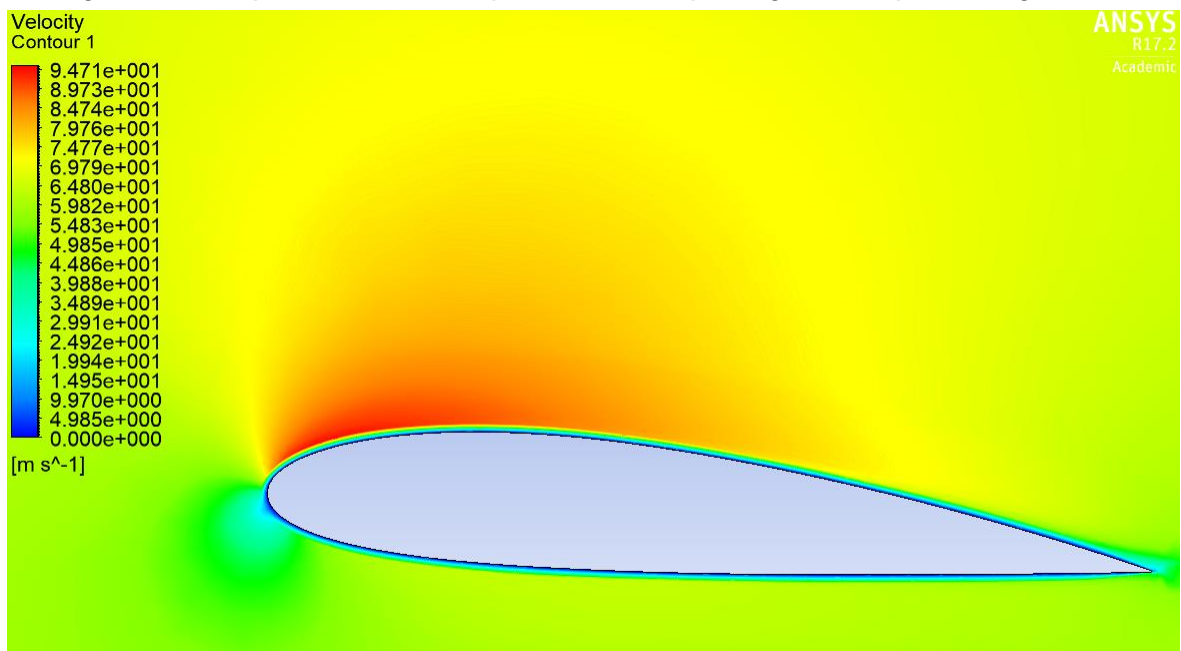


Figura 6.17: Representació de les velocitats en el pla mig del cos, per un angle de 5°

S'observa que ara les velocitats màximes són superiors que en el cas d'angle de 0° , i per tant la diferència de pressions serà superior. El fluid que passa per l'intradós també va més ràpid que abans, però el que disminueix l'extradós és superior.

S'han extret els valors més importants d'aquesta simulació, resumits en la taula següent:

$V_{MÀX} [\frac{m}{s}]$	$P_{MÀX} [Pa]$	$A_D [m^2]$	$A_L [m^2]$
95,672	2523,28	0,096738	0,600234
$F_D [N]$	$F_L [N]$	C_D	C_L
32,4348	1020,93	0,1443	0,7318

Taula 6.3: Valors més característics del perfil sense spoiler i angle 5°

6.5.3. Ala amb spoiler amb angle 0°

Ja s'ha observat i estudiat el perfil d'una ala d'avió, però ara s'ha proposat un estudi paral·lel. Aquest consisteix en l'activació del spoiler, que intervé en l'aterratge i té incidència en la distribució de pressions sobre el perfil.

Vist des d'un punt de vista més teòric, l'activació del spoiler hauria de disminuir la sustentació a nivells molt baixos per poder evitar que l'avió torni a enlairar-se al rebotar les rodes. Però el més important és que augmentarà la força de resistència, ja que fa el mateix efecte que pot tenir quan es treu la mà verticalment per fora la finestra d'un cotxe.

Aquesta activació del spoiler ha de transcendir en què les partícules de fluid tenen una alteració de la geometria i superfície a recórrer. En aquest cas, només s'estudiarà el spoiler i la seva influència en el vol, per tant les dues àrees projectades d'aquest cas seran les del spoiler únicament.

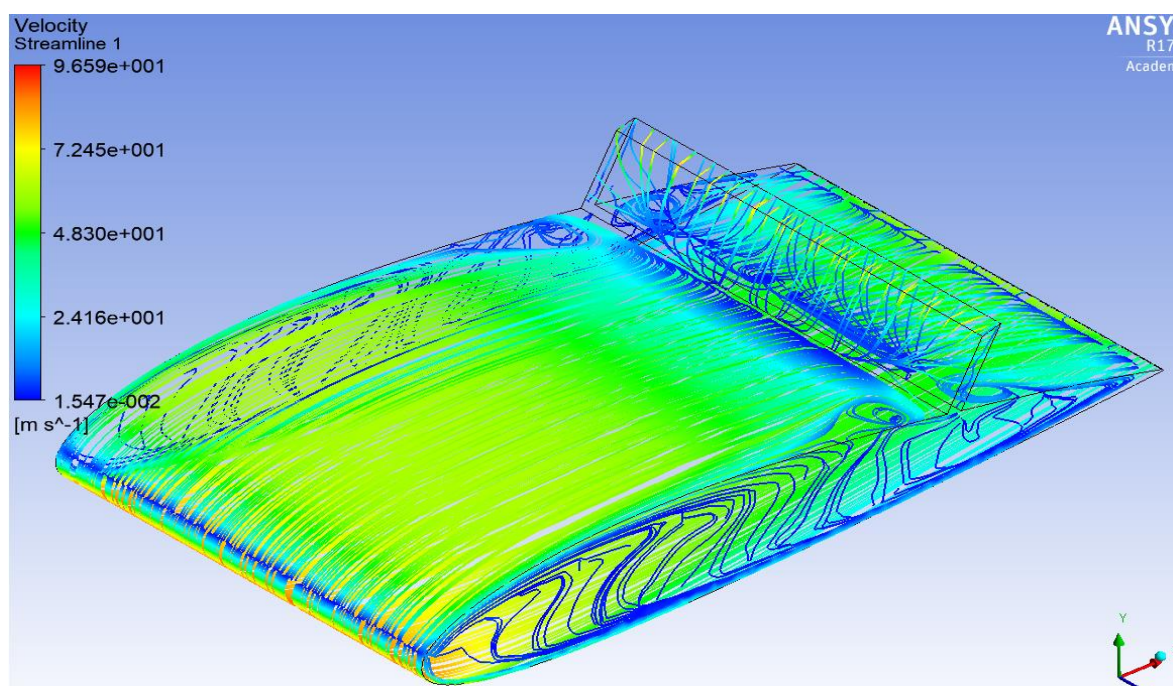


Figura 6.18: Línies de corrent en la superfície de l'ala i el spoiler

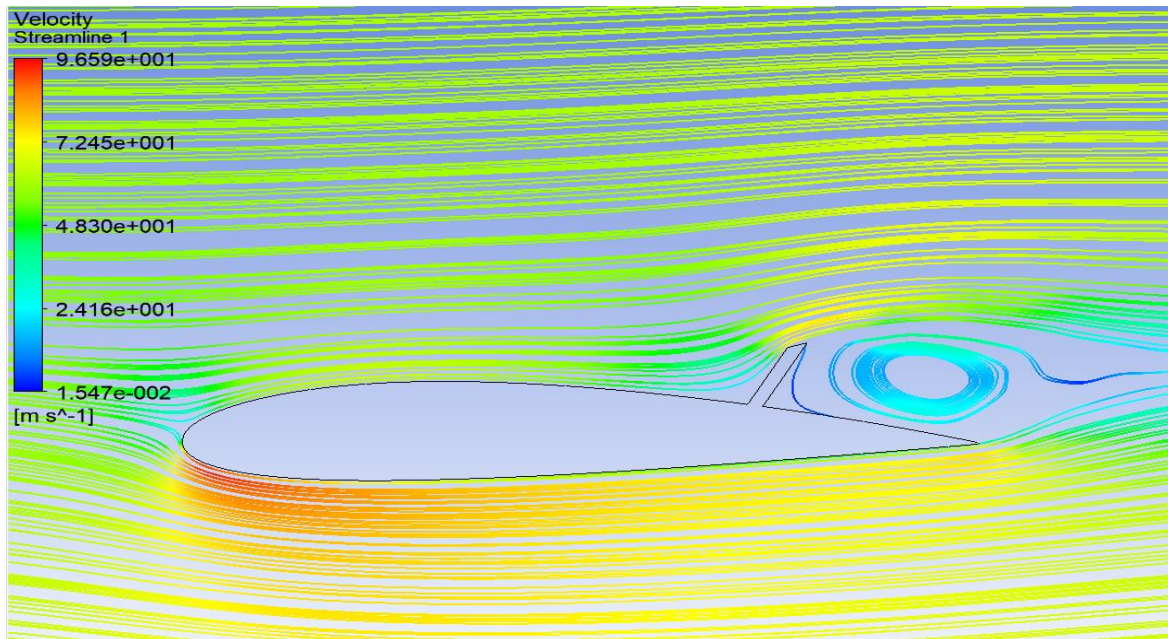


Figura 6.19: Línies de corrent en tota la superfície 3D, afectades per l'ala i el spoiler

S'observa que les línies de corrent tendeixen a adquirir més velocitat per l'intradós ja que per l'extradós el fluid topa amb la placa. Això provoca que el fluid no aconsegueix mantenir-se a la superfície i apareix despreniment de la capa límit en la zona posterior del spoiler. El fluid no pot mantenir el perfil i per això es formen petits remolins que representen la zona turbulenta en la que hi ha velocitats baixes i pressions baixes.

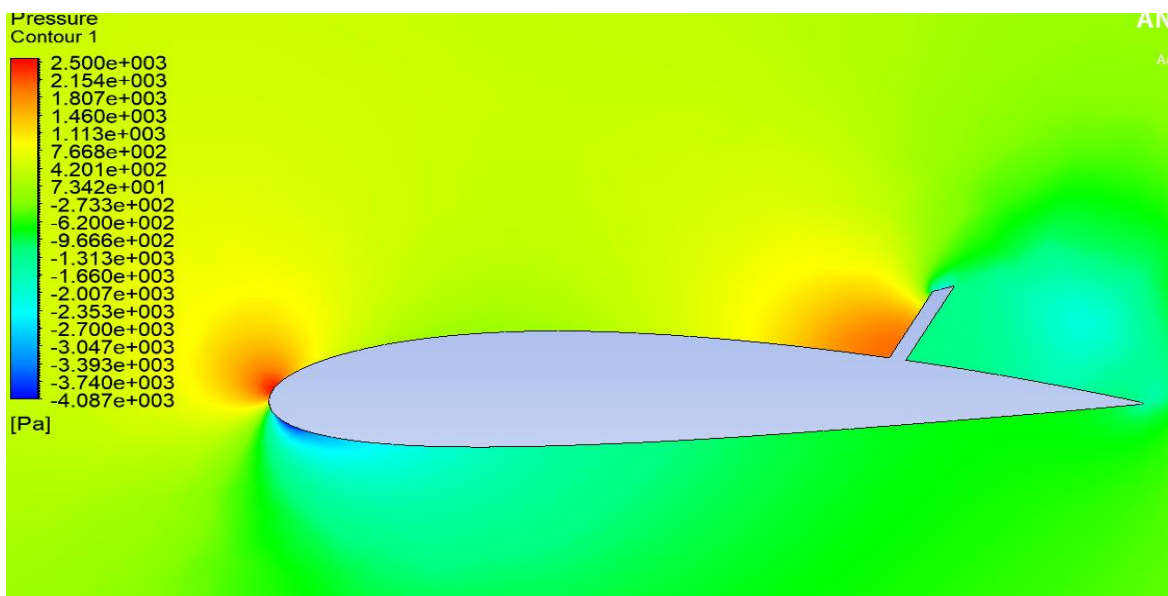


Figura 6.20: Representació de pressions en el pla mig, per spoiler activat i sense angle

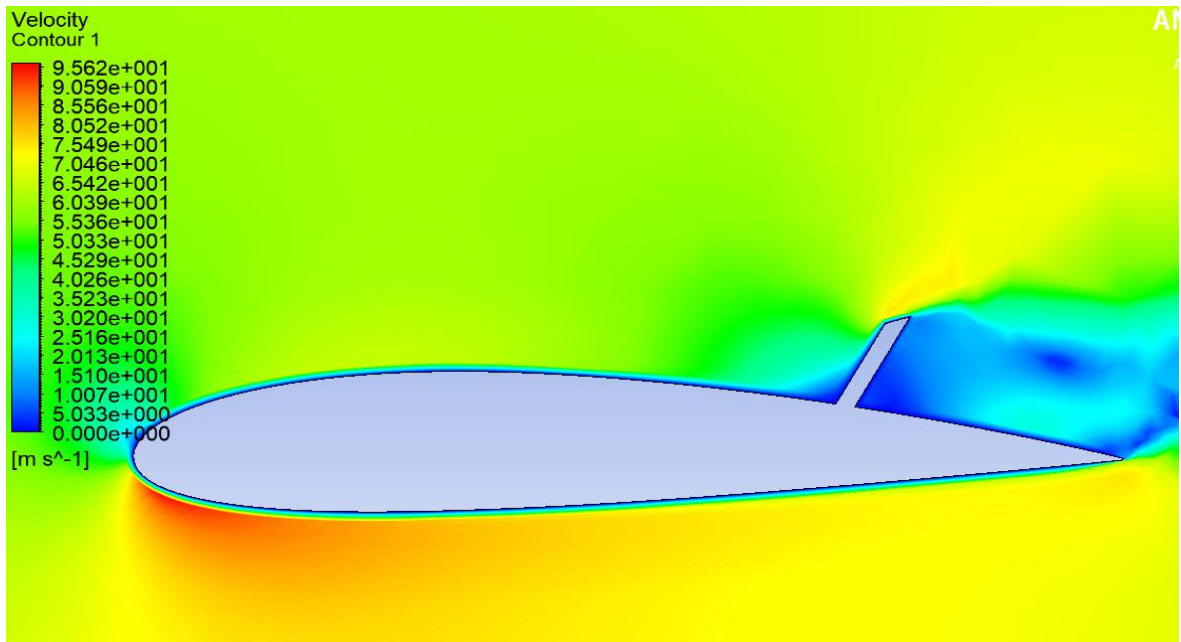


Figura 6.21: Representació de les velocitats en el pla mig, amb spoiler activat i sense angle

Les velocitats en la zona posterior al spoiler són baixes i es desprenen del perfil de l'ala, mentre que per l'intradós les partícules tenen una velocitat més alta, que conseqüentment tindran una pressió inferior com es pot veure en la figura 6.20. Les pressions en la zona posterior al spoiler també són baixes, especificacions del règim turbulent.

Per una altra banda veiem també que l'activació del spoiler provoca que s'acumuli molta pressió en la zona de contacte ala-spoiler, que provoca que ara les pressions s'han invertit entre l'extradós i l'intradós, i es té sustentació negativa.

S'han extret els valors més importants, resumits en la següent taula:

$V_{\text{MÀX}} \left[\frac{m}{s} \right]$	$P_{\text{MÀX}} [Pa]$	$A_D [m^2]$	$F_D [N]$	C_D
96,588	2566,92	0,0564	168,363	1,2844

Taula 6.4: Valors més característics del perfil amb spoiler i sense angle

6.5.4. Ala amb spoiler amb angle 5°

Per últim s'ha aplicat una inclinació a l'ala amb el spoiler activat per poder observar els efectes que hi haurà en la resistència.

Al ser un estudi de la variabilitat del coeficient de resistència quan s'aplica el spoiler, la sustentació no s'estudiarà.

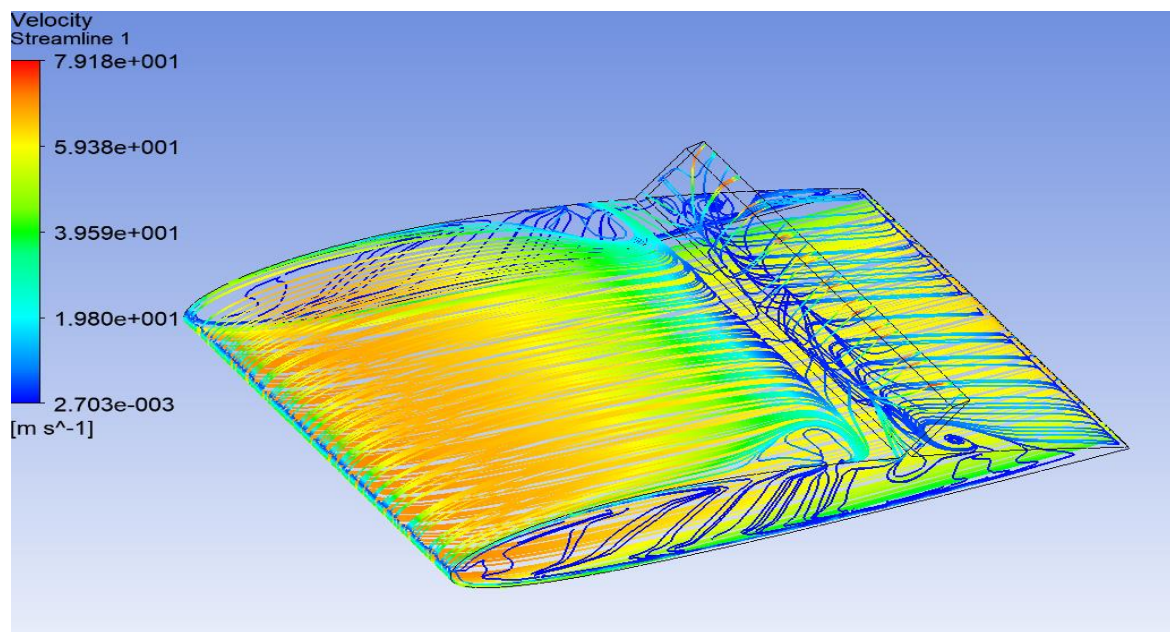


Figura 6.22: Línies de corrent en la superfície de l'ala i el spoiler

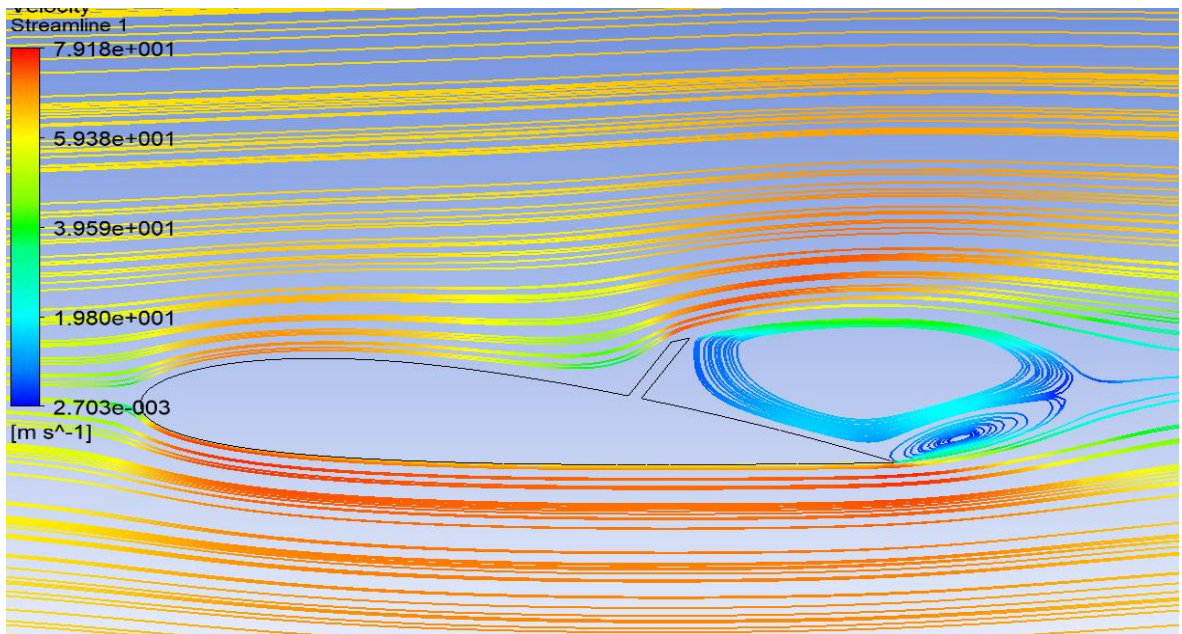


Figura 6.23: Línies de corrent en tota la superfície 3D, afectades per l'ala i el spoiler

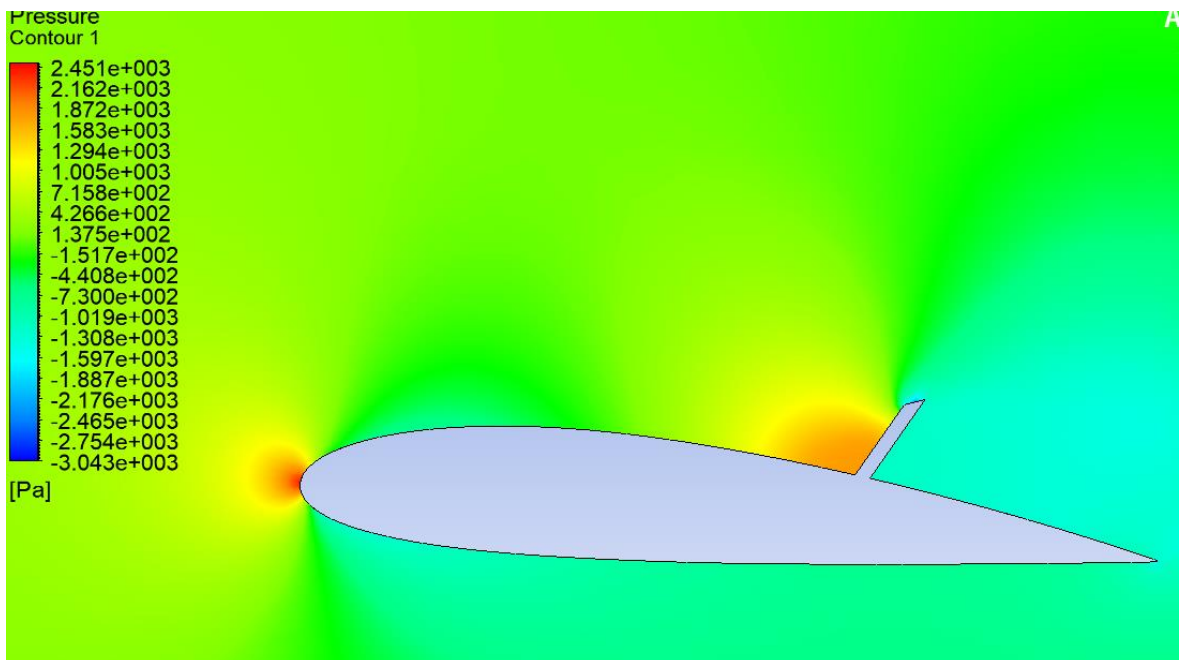


Figura 6.24: Representació de les pressions en el pla mig, amb spoiler activat i angle 5°

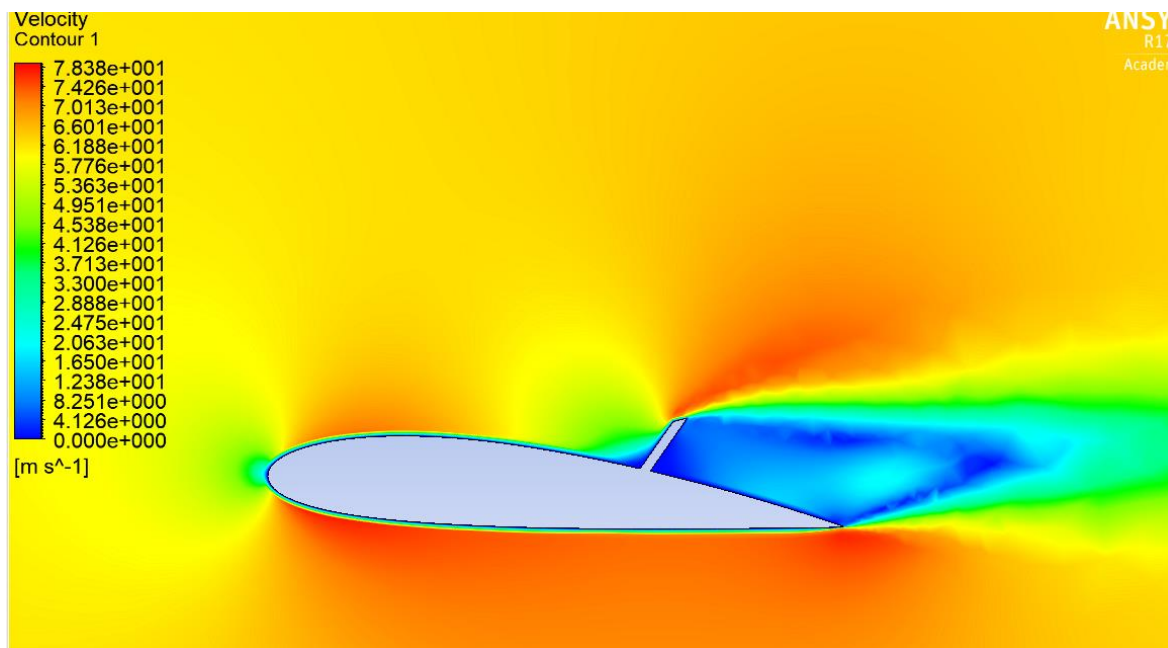


Figura 6.25: Representació de les velocitats en el pla mig, per spoiler activat i angle 5°

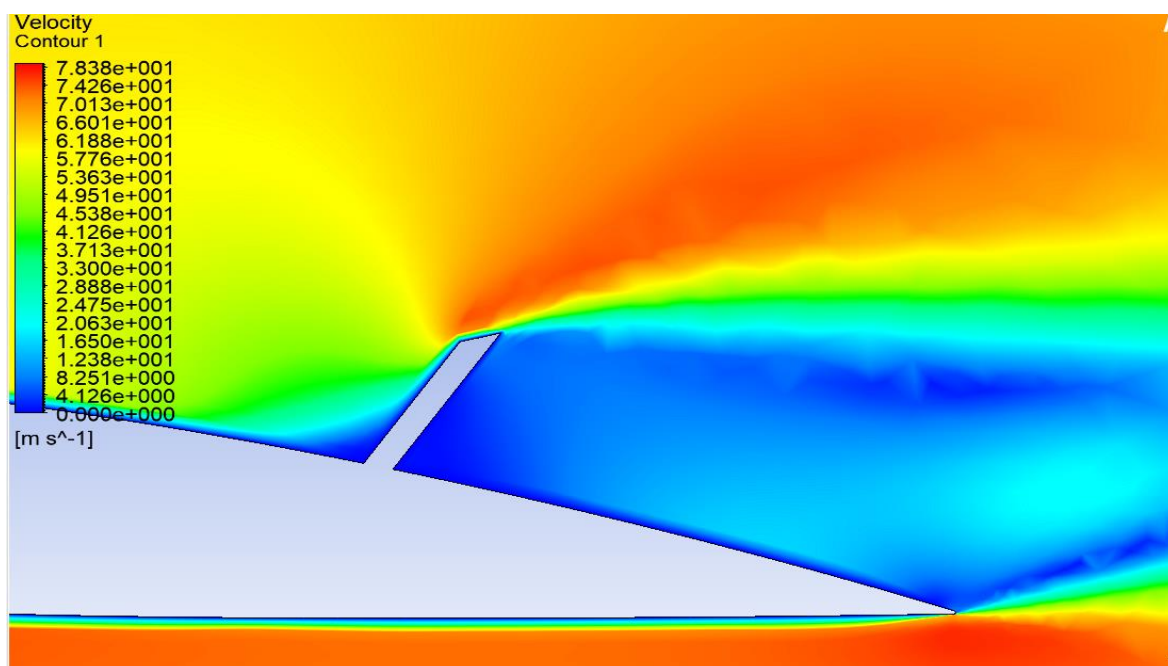


Figura 6.26: Representació de les velocitats amb zoom a la zona del spoiler

S'han extret els valors més importants, resumits a la taula següent:

$V_{\text{MÀX}} \left[\frac{m}{s} \right]$	$P_{\text{MÀX}} [Pa]$	$A_D [m^2]$	$F_D [N]$	C_D
79,1784	2506,28	0,052648	163,262	1,3342

Taula 6.5: Valors més característics del perfil amb spoiler i angle 5°

Comentar que aquests resultats són només els del spoiler, i per tant els coeficients depenen de les àrees d'aquest, no de tota l'ala.

6.6. Resultats amb el domini complet

Com s'ha comentat a l'inici de la simulació, els resultats no eren molt realistes ja que s'havien bloquejat els fluxos laterals al spoiler, cosa que afectarà als resultats. En aquest apartat, es mostraran els resultats per un domini cúbic, el qual s'ha aplicat una mesura en l'eix z positiu de 2m i en el negatiu de 1m. S'ha fet degut a que es vol estudiar la secció del spoiler el més propera a la de la realitat, i aquesta està delimitada per el fusellatge de l'avió per un costat, i per la resta de l'ala per l'altre costat.

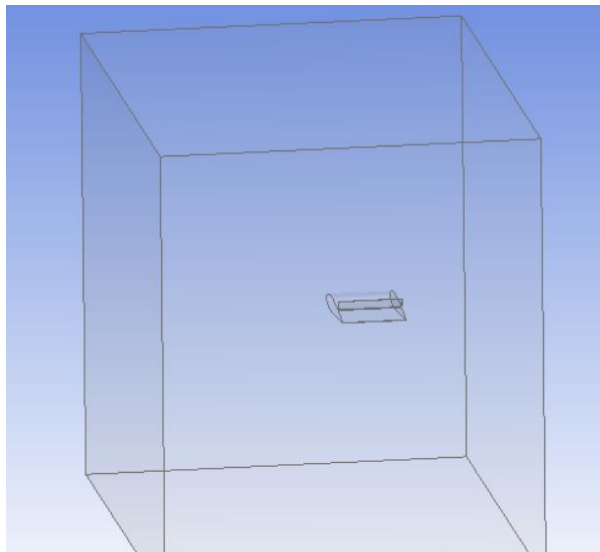


Figura 6.27: Domini complet

La malla que s'ha realitzat per aquesta simulació, ha sigut la mateixa que en el cas de l'apartat 6.5.3, amb la diferència que com s'està ampliant el domini, el resultat de nodes i elements serà superior.

Els resultats per aquesta simulació, han sigut diferents als trobats anteriorment, i això és degut al flux lateral que s'havia impedit.

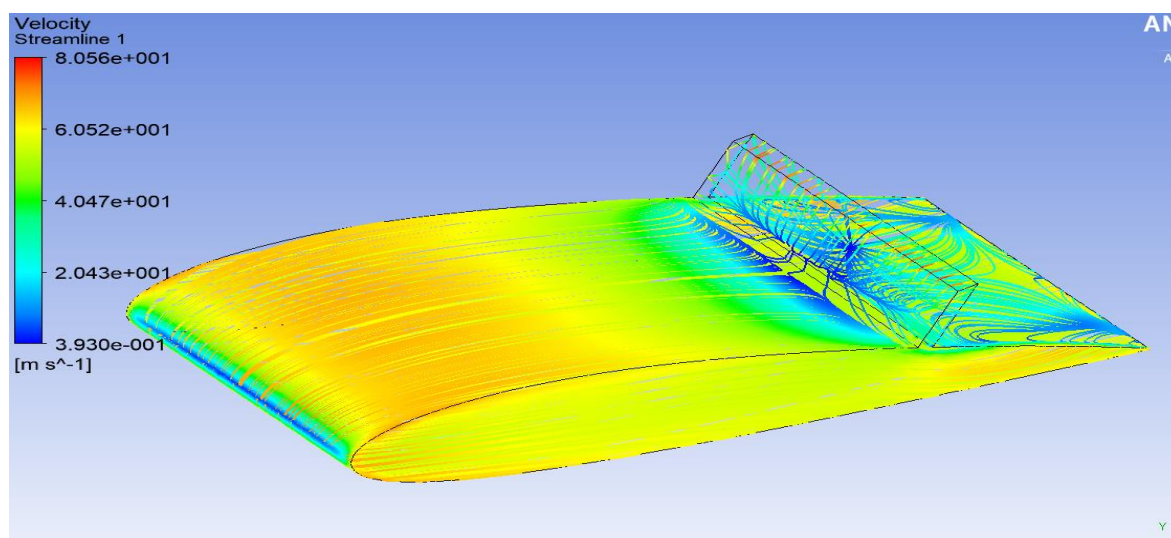


Figura 6.28: Línies de corrent en la superfície de l'ala i el spoiler

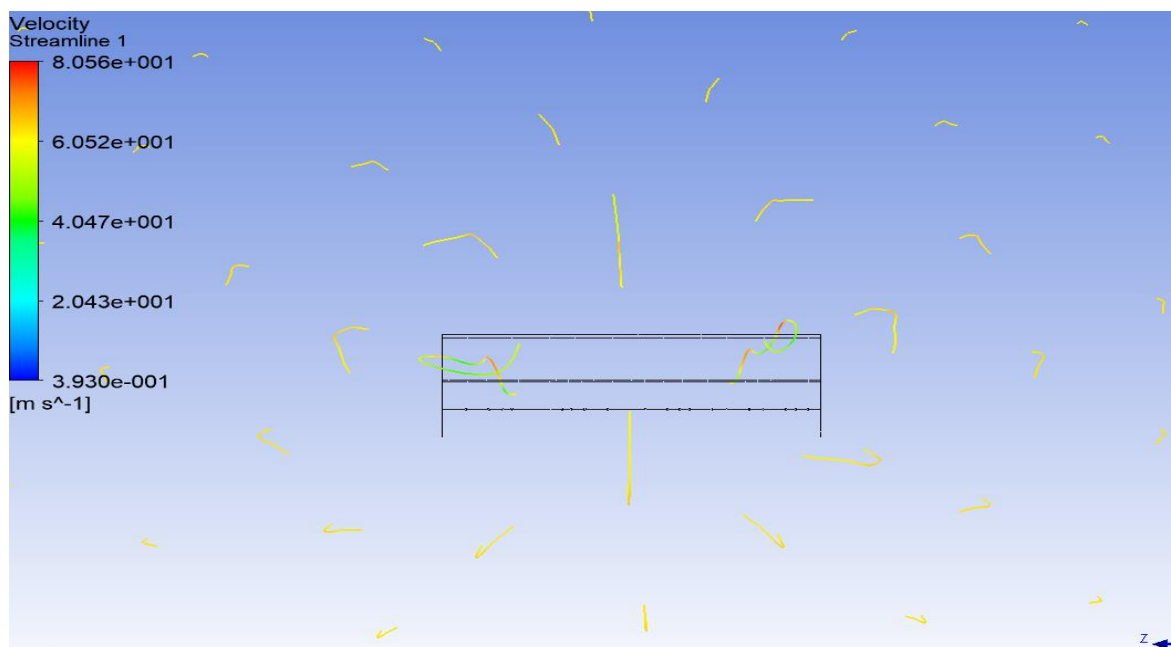


Figura 6.29: Línies de corrent observades des del Outlet

S'observa en la figura 6.29, que les línies de corrent pateixen perturbacions i que no segueixen les línies rectes determinades. Això és degut a que els fluids que hi ha al intradós tendeixen a pujar cap al extradós i provoquen petits remolins, que són les turbulències.

Una forma que tenen els fabricants actualment de dispersar aquest fenomen, és mitjançant la utilització dels Winglets, que es col·loquen als extrems de cadascuna de les ales, per evitar que el fluid pugui pujar lateralment. D'aquesta manera s'aconsegueix disminuir però no evitar aquest fenomen.

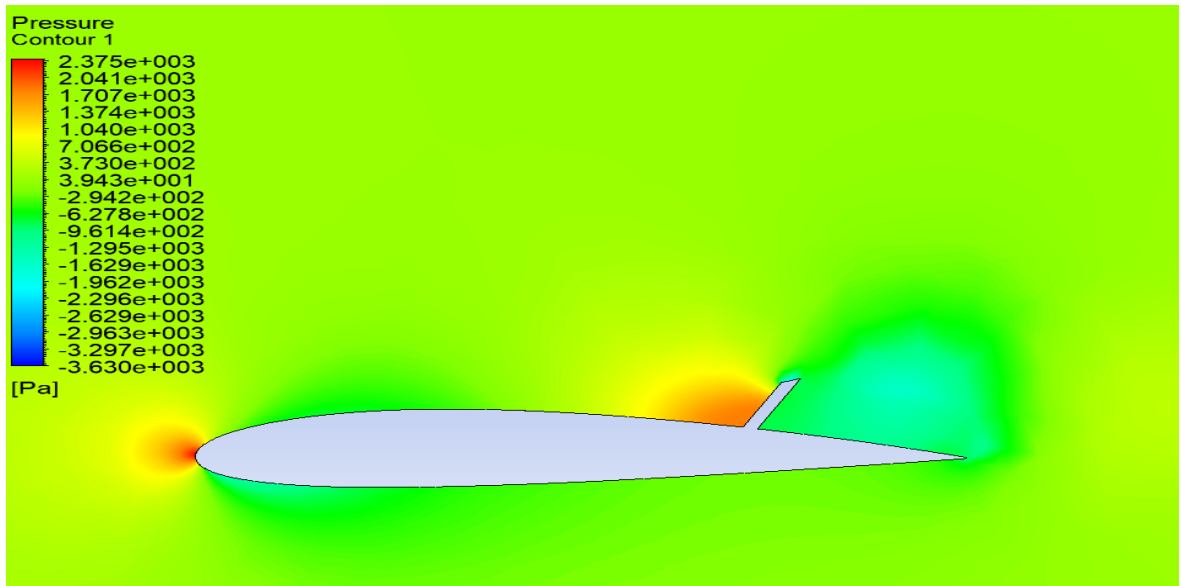


Figura 6.30: Representació de les pressions en perfil amb spoiler activat i sense angle

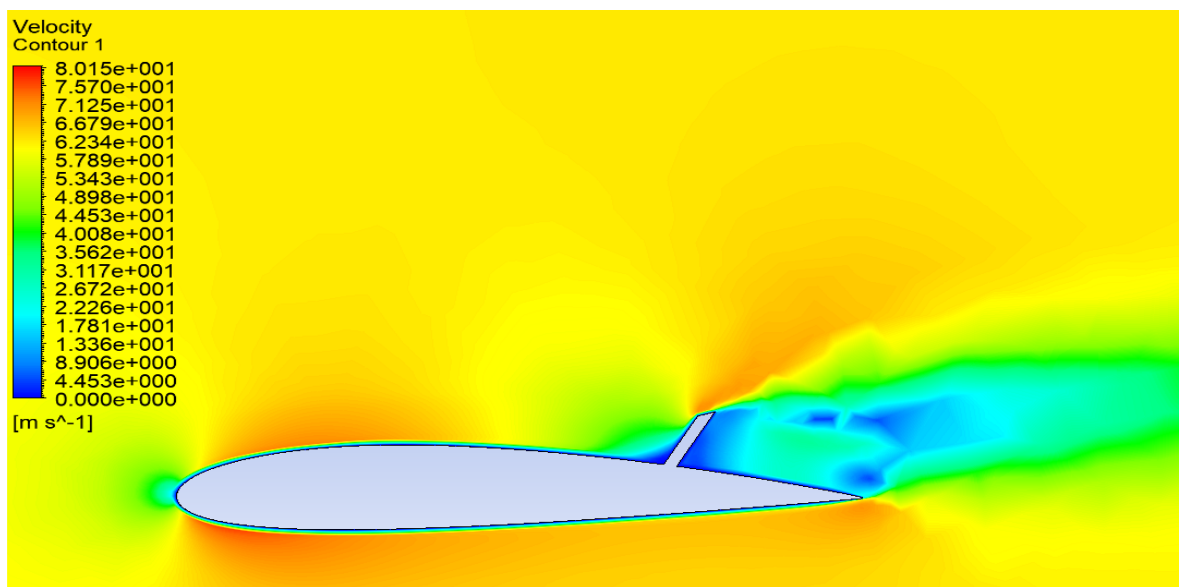


Figura 6.31: Representació de les velocitats en perfil spoiler activat i sense angle

Observant les dues figures anteriors, resulta que les velocitats i les pressions són menors, ja que ara les línies de corrent tenen la possibilitat d'evitar lateralment l'obstacle.

Amb els resultats la força i el coeficient, es poden veure quines són les diferències:

$V_{M\dot{A}X} [\frac{m}{s}]$	$P_{M\dot{A}X} [Pa]$	$A_D [m^2]$	$F_D [N]$	C_D
80,55	2405	0,0564	179,24	1,3673

Taula 6.6: Valors més característics del perfil amb spoiler i sense angle

El coeficient, tenint en compte només les dimensions i actuació del spoiler, té un valor més precís que en l'exemple 6.5.3. Però la comparació és correcta ja que el perfil alar amb el spoiler desactivat tenia un domini que prohibia el flux lateral.

Si tenim en compte no només el spoiler, sinó el sòlid ala més spoiler, les dades obtingudes són les següents:

$V_{M\dot{A}X} [\frac{m}{s}]$	$P_{M\dot{A}X} [Pa]$	$A_D [m^2]$	$F_D [N]$	C_D
80,55	2405	0,126	179,24	0,612

Taula 6.7: Valors més característics del perfil amb spoiler i sense angle per tot el conjunt

7. Cost econòmic

A l'hora de realitzar el cost econòmic del projecte, s'han de considerar tots els costos que poden aparèixer en la realització d'un projecte. Aquests seran el sou del projectista, les llicències dels programes utilitzats, el consum, etc.

Es considerarà que aquest projecte es troba en un àmbit real en què una empresa del sector aeronàutic es posa en contacte amb el projectista, i per tant, no és un estudiant amb la possibilitat d'adquisició de llicències gratuïtes.

El projecte es realitza en unes 350 hores de treball, que equivalen a 12 crèdits, a un preu de 35 € per cada hora de feina dedicada a la feina. Perquè el projectista pugui realitzar la feina a les oficines o per qualsevol tasca que li resulti, s'ha comprat una targeta de transport públic trimestral que té un preu de 142 €. Al haver realitzat aquestes 350 hores en 5 mesos (setembre 2017 - gener 2018), s'han comprat targetes T-10 per poder viatjar els dies restants.

Despesa	Cost unitari [preu/unitat]	Quantitat [unitat]	Total [€]
Sou	35 €/hora	350 hores	12250 €
Transport	142 €/bitllet	1 bitllet	142 €
Extra-Transport	19,60 €/bitllet	6 bitllets	117,6 €
Total			12509,6 €

Taula 7.1: Costos associats al personal

A més a més, ara s'han de considerar els costos que suposen les llicències dels programes, el consum energètic del ordinador utilitzat i el preu de l'ordinador.

L'ordinador té un preu de 855€. La llicència de Windows que s'utilitzarà té un preu de 52,35 €, i la llicència de l'antivirus un preu de 18 € anual. L'ordinador i la llicència de Windows s'estima que tenen una vida útil de 10 anys. Per tant el cost anual de l'ordinador és de 108,735€.

Els programes utilitzats han sigut el CAD-SolidWorks i el Ansys-Workbench 17.2, i tenen un preu de 5000 € i 10.000 € respectivament. Es considera que tenen la mateixa vida útil que l'ordinador. La llicència del CAD-SolidWorks té un preu de 1000€ anuals, i el Ansys-Workbench 17.2 un preu de 2.000 € anuals.

Per últim l'ordinador té un consum de 80W/hora, i el consum d'electricitat s'estima en un preu de 0,22 €/kW·h. Tenint en compte que s'ha treballat 5 mesos, a la següent taula es mostren els costos associats al material

Despesa	Cost	Quantitat	Total
SolidWorks	500 €		500 €
Llicència SolidWorks	1000 €/any	5/12 anys	416,67 €
Ansys Workbench	1000 €		1000 €
Llicència Ansys	2000 €/any	5/12 anys	833,34 €
Ordinador	108,735 €/any	5/12 anys	45,31 €
Consum	0,22 €/kW·h	28 kW·h	6,16 €
Subtotal			2801,48 €
IVA (21%)			588,3108
Total			3389,79 €

Taula 7.2: Costos associats al material

L'objectiu del projecte és aconseguir un 15% de benefici respecte el cost total del projecte. A continuació es mostren els costos totals del projecte:

Personal	12509,6 €
Material	3389,79 €
Subtotal	15899,39 €
Benefici (15%)	2384,91 €
Total	18284,2985 €

Taula 7.3: Costos totals

El cost total del projecte és de 18284,3 €.

8. Impacte mediambiental

El projecte d'estudi és la simulació dels spoilers i els seus efectes en la dinàmica d'un avió, i per tant no s'ha dut a terme cap prototipus que pugui comportar un impacte mediambiental.

Al no haver-se realitzat la simulació amb un túnel de vent, s'han pogut reduir costos i també el temps, a la vegada que es garantia no tenir aquest impacte mediambiental. Si hagués sigut amb un túnel de vent, el procés de fabricació de l'escala s'hauria hagut de fer amb materials reciclables, que garanteixin que no afecten ni causen cap impacte.

Tampoc s'ha tingut en compte la quantitat d'energia que s'hauria consumit en un túnel de vent, ja que la simulació d'una corrent d'aire pot comportar molts costos i impacte en el medi ambient. El consum s'ha comptabilitzat en l'estudi econòmic, i era molt petit.

Per últim, aquest treball s'imprimirà en paper reciclable, a la vegada que totes les anotacions no fetes en ordinador al llarg del projecte s'han realitzat en una llibreta de paper reciclable.

Conclusions

Amb l'ajuda dels coneixements adquirits i el procés de documentació, s'ha pogut portar a terme l'estudi de la influència del spoiler i treure les oportunes conclusions d'aquest.

S'ha vist la influència que té aquest dispositiu en l'aterratge, un dels moments del vol més perillosos i amb més probabilitat d'accidents. El spoiler ajuda a l'avió a poder frenar en la zona delimitada per fer-ho, ja que a les velocitats que es comencen els aterratges no podrien arribar a frenar en les longituds de pistes actuals. Concloure també que aquestes velocitats s'han estudiat i no poden ser més petites que una velocitat mínima proporcional a la velocitat de pèrdua de l'avió. És per això que la utilització del spoiler és de vital importància, i juntament amb la seva senzillesa i baixos costos, el converteixen en un dels dispositius més importants.

S'ha observat que els canvis en els coeficients aerodinàmics quan s'activa el spoiler, són molt indicadors de la influència que tenen, ja que la resistència al moviment propi de l'avió augmenta. Per a angles d'atac alts augmenta la sustentació quan el spoiler està desactivat, i quan aquest s'activa la sustentació ja no té influència.

Cada geometria dels perfils alars té els seus objectius ja que, com s'ha pogut veure no és el mateix un perfil de poc gruix que tingui molta curvatura que un que no en tingui tanta. Per cada tipus d'avió s'utilitza una geometria alar diferent, ja que per exemple, les ales dels avions comercials són completament diferents que les dels avions acrobàtics.

Cada element que forma part del sector aeronàutic ajuda al compliment de volar per part de l'avió, cada un d'ells sent essencials en un camp diferent amb objectius diferents. En aquest treball s'han estudiat els que intervenen en l'ala i que tenen influència en la geometria d'aquesta.

Com a objectiu també es pretenia millorar en els coneixements sobre el disseny, mallat i simulacions d'un perfil 3D, amb els programes corresponents. En aquest sentit s'ha entès que aquests aspectes són molt importants per poder tenir una simulació el més precisa possible, i que les millores que es facin ajudin a interpretar millor els resultats. Les primeres geometries no van ser precises, i s'han hagut d'aplicar els coneixements que s'han adquirit en el procés de documentació sobre com millorar aquests errors, que han resultat en una simulació adequada i propera a la realitat.

I per últim, aquest treball ha servit per entendre el sector aeronàutic des d'un punt de vista més tècnic i no des de la perspectiva d'un simple consumidor.

Bibliografia

En aquest treball s'ha fet ús de les següents referències bibliogràfiques:

- ISIDORO CARMONA, A. *Aerodinámica y actuaciones del avión*, Ediciones PARANINFO, 11ª edición, 2002
- MESEGUER, J. SANZ, A. *Aerodinámica básica*, Ediciones GARCETA, 2ª edición

Bibliografia complementària

Figura 3.1: <http://www.edv-ing.com.ar/es/service/calculo.html>

Figura 3.2: *Aerodinámica y actuaciones del avión*

Figura 3.3: *Aerodinámica y actuaciones del avión*

Figura 3.4: *Aerodinámica y actuaciones del avión*

Figura 4.1: *Aerodinámica y actuaciones del avión*

Figura 4.2: *Aerodinámica y actuaciones del avión*

Figura 4.3: <http://avstop.com/ac/flighttraininghandbook/forcesonanaairfoil.html>

Figura 4.4: http://www.mpoweruk.com/flight_theory.htm

Figura 4.5: <http://www.mathscareers.org.uk/article/goes-around-comes-around/>

Figura 4.6: <http://aerospaceengineeringblog.com/how-do-wings-work/>

Figura 4.7: <http://aerospaceengineeringblog.com/how-do-wings-work/>

Figura 4.8: <http://www.lapizarradeyuri.com/2010/12/16/asi-vuela-un-avion/>

Figura 4.9: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lift_drag_graph.JPG

Figura 5.1: <http://ze-engineer.blogspot.com.es/2010/06/airplane-control-surfaces.html>

Figura 5.2: <https://www.youtube.com/watch?v=LUVITWrcnMA>

Figura 5.3: *Aerodinámica y actuaciones del avión*

Figura 5.4: *Aerodinámica y actuaciones del avión*

Figura 5.5: <https://www.youtube.com/watch?v=EaRmi3mn5EQ>

Figura 5.6: <https://aviation.stackexchange.com/questions/921/why-do-some-aircraft-have-multiple-ailerons-per-wing>

Figura 5.7: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Spoilers_8411.JPG

Figura 5.8: http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV15.html#154_Flaps

Figura 6.1: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n2415-il>